

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение
высшего образования
«СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Институт инженерной физики и радиоэлектроники
Институт

Межинститутская базовая кафедра
«Прикладная физика и космические технологии»
Кафедра

УТВЕРЖДАЮ
Заведующий кафедрой
_____ В.Е. Косенко
« _____ » _____ 2017 г.

МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ СЕТЕЙ НА БАЗЕ SPACE WIRE
ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
тема

16.04.01 «Техническая физика»
код и наименование направления
16.04.01.04 «Физические основы создания информационных спутниковых
систем»
код и наименование магистерской программы

Научный руководитель _____ ведущий инженер-конструктор В.Е. Чеботарев
_____ АО «ИСС», д-р техн. наук, профессор
подпись, дата должность, ученая степень инициалы, фамилия

Выпускник _____ И.В. Кривошеева
_____ И.В. Кривошеева
подпись, дата инициалы, фамилия

Рецензент _____ А.Г. Рябов
_____ А.Г. Рябов
подпись, дата должность, ученая степень инициалы, фамилия

Красноярск, 2017

Продолжение титульного листа МД по теме «Использование информационных сетей на базе Space Wire для контроля процессов функционирования механических систем на борту космического аппарата»

Консультанты по разделам:

Технология Space Wire

Наименование раздела

подпись, дата

А.Г. Рябов

инициалы, фамилия

БК КПФР

Наименование раздела

подпись, дата

В.Е. Чеботарев

инициалы, фамилия

Схема организации передачи фотоснимков

Наименование раздела

подпись, дата

В.Е. Чеботарёв

инициалы, фамилия

Схема организации передачи информации

Наименование раздела

подпись, дата

В.Е. Чеботарёв

инициалы, фамилия

Информационный обмен по интерфейсу Space Wire

Наименование раздела

подпись, дата

А.Г. Рябов

инициалы, фамилия

Нормоконтролер

подпись, дата

Е.С. Сидорова

инициалы, фамилия

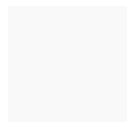
Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение
высшего образования
«СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Институт инженерной физики и радиоэлектроники
Институт

Межинститутская базовая кафедра
«Прикладная физика и космические технологии»
Кафедра

УТВЕРЖДАЮ
Заведующий кафедрой
_____ В.Е. Косенко
« _____ » _____ 2017 г.

ЗАДАНИЕ
НА ВЫПУСКНУЮ КВАЛИФИКАЦИОННУЮ РАБОТУ
в форме магистерской диссертации



Студентке Кривошеевой Ирине Викторовне

Группа РФ 15-44 М

Направление (специальность) 16.04.01 «Техническая физика»

Тема магистерской диссертации (МД): Использование информационных сетей на базе Space Wire для контроля процессов функционирования механических систем на борту космического аппарата

Утверждена приказом по университету № _____ от _____ .

Руководитель МД: В.Е. Чеботарев, д.т.н., профессор, ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева».

Исходные данные для МД:

Алексеев А.А. Космический аппарат 14Ф151. Логика функционирования бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора. Исходные данные. 711.ИД ЛФ БК КПФР / А.А. Алексеев, М.О. Дорофеев, Е.В. Бикеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2014 – 83 с.

Алексеев А.А. Космический аппарат 14Ф151. Наземный отладочный комплекс. Программная модель Бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора. Исходные данные. 14Ф151.ИД 935-0001-14 / А.А. Алексеев, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016 – 112 с.

Бикеев, Е.В. Космический аппарат 14Ф151. Бортовое программное обеспечение. Программное обеспечение Бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора / Е.В. Бикеев, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016. – 195 с.

Бикеев Е.В. Техническая справка по логике передачи фотоснимков с углоизмерительного прибора на Землю. 14Ф151.ТС935-676-16 / Е.В. Бикеев, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016. – 27 с.

Возов И.А., Техническая справка по описанию и обоснованию идеологии задач фотографирования крупногабаритных антенн изделия по теме 711,

14Ф151.ТС318-670-16 / И.А. Возов, А.И. Квашнин - Железногорск: АО «ИСС», 2016 – 112 с.

Перечень разделов МД:

- 1 Технология Space Wire
- 2 Бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора
- 3 Схема организации передачи фотоснимков на Землю
- 4 Схема организации передачи информации
- 5 Информационный обмен по интерфейсу Space Wire

Перечень графического материала представлен в виде презентации доклада:

- Слайд 1 Тема магистерской диссертации
- Слайд 2 Цели и задачи магистерской диссертации
- Слайд 3 Технология Space Wire
- Слайд 4 Структура данных
- Слайд 5 Физический интерфейс
- Слайд 6 Методы адресации
- Слайд 7 Применение технологии Space Wire
- Слайд 8 Элементная база электроники Space Wire
- Слайд 9 Бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора
- Слайд 10 Схема организации передачи фотоснимков на Землю
- Слайд 11 Схема организации передачи информации
- Слайд 12 Информационный обмен по интерфейсу Space Wire

Руководитель МД

подпись, дата

В.Е. Чеботарев
инициалы, фамилия

Задание принял к исполнению

подпись, дата

И.В. Кривошеева
инициалы, фамилия

РЕФЕРАТ

Магистерская диссертация по теме «Использование информационных систем на базе Space Wire для контроля процессов функционирования механических систем на борту космических аппаратов» содержит 90 страниц текстового документа, 9 использованных источников, 11 таблиц и 18 рисунков.

Информационный обмен в современных условиях, когда необходимо пересылать терабайты информации, ограничен. Чтобы ускорить обмен данными между космическими аппаратами и наземным комплексом управления, нужно решить вопрос контроля и передачи информации в режиме реального времени.

Для достижения данной цели необходимо преодолеть скорость передачи информации в 1 Мбит/с, что очень мало для настоящего времени, когда потоки информации выросли в разы. Поэтому нужно большее количество каналов связи. Нужны новые разработки, которые позволят на большей частоте передавать большее количество информации.

Обмен данными производится с помощью неких специализированных шин обмена данными, предназначенных для каждого конкретного случая. Задача управления возлагается, как правило, на стандартизированный канал обмена, выполненный по стандарту ГОСТ Р52070-2003 «Мультиплексный канал межмодульного обмена информацией». Этот канал позволяет пересылать информацию со скоростью 4 Мбит/с и предназначен для лазерных терминалов, прекрасно подходящих для условий работы в околоземном пространстве в реальном режиме времени.

Однако, в силу физического ограничения распространения лазерного луча в наземных условиях (например, облачность), информационный обмен с Землей возможен только на радиочастотах. Поэтому ставится задача уравнивать обмен радиочастот с лазерными терминалами.

Такое построение информационно-управляющей системы, безусловно, работает, но имеет ряд недостатков, таких как:

- необходимость синхронизации потоков команд управления и данных, доставляемых между двумя узлами по различным линиям;
- неоднородность построения шин данных (в отличие от мультиплексного канала управления канал обмена данными не стандартизирован);
- малое число узлов сети управления (их увеличение возможно только за счёт введения многогранговости) и низкая скорость передачи между ними;
- принципиальная невозможность изменения маршрутов потоков данных.

Устранить указанные недостатки можно, объединив функции передачи команд управления и передачи данных в рамках одной информационной сети.

В качестве такой сети предлагается использовать сеть Space Wire. Принцип её организации заключается в применении соединений «точка-точка» и роутеров (устройств коммутации пакетов данных). Space Wire принципиально отличается от стандарта MIL-STD-1533B по следующим параметрам:

- неограниченным числом узлов при сохранении одноранговости сети;
- наличием коммутаторов, которые позволяют резервировать линии и выстраивать прямые, не загружающие сеть в целом, связи между узлами, сохраняя при этом архитектурное единство построения сети;
- отличие MIL – шина рассчитана на 31 абонент, а у Space Wire – количество абонентов не ограничено.

Развитие и усложнение набора задач, решаемых перспективными космическими аппаратами, другими изделиями ракетно-космической техники (РКТ) предъявляет всё более высокие требования к комплексам бортового оборудования (КБО).

Требования РКТ заключается в быстродействии, увеличении памяти и надёжности. Существующие архитектуры КБО, используемые в них низкоскоростные интерфейсы и каналы передачи информации не могут дать решения этих проблем. Необходимы новые технологии комплексирования высокоинтеллектуальных подсистем КБО в интегрированные масштабируемые комплексы с открытой архитектурой.

Эти проблемы послужили основанием для разработки технологии Space Wire – системообразующей технологии, которая позволяет обеспечить решение этих задач в высокоскоростных коммуникациях и комплексированных бортовых систем. Space Wire – это одна из перспективных и активно развиваемых сегодня технологий для построения распределённых гетерогенных бортовых систем, прежде всего – аэрокосмического назначения. Её поддерживает и внедряет в перспективные космические аппараты и европейское космическое агентство ESA, и космические агентства США (NASA) и Японии (JAXA). Развитие и внедрение технологии Space Wire поддерживается Роскосмосом.

Технология Space Wire отвечает потребностям бортовых задач сбора, обработки информации и управления на борту космического аппарата, предоставляет формальную основу для применения Space Wire в различных бортовых системах, как системах полезной нагрузки (payload), так и служебных системах КА (spacecraft avionics).

Применение технологии Space Wire позволяет снизить затраты при проведении испытаний бортовых систем и бортового оборудования за счёт использования единого интерфейса между испытательным оборудованием и бортовым оборудованием.

В российской космической отрасли стратегически важно развивать и внедрять технологию Space Wire, поскольку она способствует обеспечению достижения современных тактико-технических характеристик перспективных российских КА, конкурентоспособности на мировом рынке космических технологий и услуг, развитию международного сотрудничества в космиче-

ской области с другими странами, совместимости и унификации разработок аппаратуры КА российских предприятий.

Данная информационная сеть специфицирует высокоскоростную сетевую технологию для построения распределённых систем сбора и обработки данных, задач управления на борту космических аппаратов, имеет высокоскоростные каналы и отвечает требованиям будущего. Предназначена для создания высокопроизводительных систем, сбора информации и других космических задач.

Space Wire позволяет строить комплексные инфраструктуры высокоскоростной распределённой обработки данных и управления КА, включающей в себя датчики, вычислительные элементы, модули памяти, подсистемы передачи информации, а также наземное оборудование контроля и настройки космического аппарата.

Информационная сеть Space Wire предназначена для того, чтобы:

- упростить проектирование высокопроизводительных масштабируемых бортовых систем сбора, обработки данных, управления;
- сократить затраты на разработку космических аппаратов и систем;
- повысить совместимость оборудования обработки данных и служебных подсистем КА;
- поддержать многократное использование бортового оборудования для решения нескольких различных задач.

В настоящее время для разработки сетей Space Wire существуют только зарубежные стандарты. Российский стандарт находится на стадии разработки.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	12
1 Технология Space Wire	14
1.1 Архитектура Space Wire	14
1.2 Структура данных	18
1.2.1 Пакеты	18
1.2.2 Физический интерфейс	19
1.3 Сетевой уровень. Методы маршрутизации	20
1.3.1 Червячная маршрутизация	20
1.4 Методы адресации	22
1.4.1 Путевая адресация.....	22
1.4.2 Логическая адресация.....	23
1.4.3 Регионально-логическая адресация	26
1.4.4 Групповая адаптивная адресация	26
1.5 Синхронизация времени.....	27
1.6 Применение технологии Space Wire	28
1.7 Элементная база электроники Space Wire	30
2 Бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора	37
2.1 Назначение и состав бортового комплекса	37
2.2 Специализированный лазерный сканер.....	38
2.3 Углоизмерительный прибор	39
2.4 Контрольные элементы	39
2.5 Пространственное размещение составных частей бортового комплекса .	40
3 Схема организации передачи фотоснимков на Землю.....	41
3.1 Выбор количества снимков.....	41
3.1.1 Работа УП в режиме фотографирования	41
3.1.2 Размещение УП на корпусе КА	51
3.1.3 Логика работы УП при раскрытии антенн	54
3.1.4 Предложение по количеству снимков в штатном режиме	55
3.2 Очередность передачи фотоснимков в штатном режиме	63

3.3 Штатный режим	63
3.4 Нештатный режим.....	64
4 Схема организации передачи информации	65
4.1 Исходные данные	65
4.2 Интерфейсы передачи информации.....	65
4.2.1 Передача с задействованием ресурса БЦВК (вариант 1 и 2).....	66
4.2.2 Передача информации по линиям связи БК КПФР–SW–КИС-Т (вариант 3).....	68
4.2.3 Передача информации по линиям связи БК КПФР – МКО \ SW – БЦВК – МКО – БРТК (вариант 4)	68
4.3 Организация режима передачи информации	69
4.4 Оценка вариантов размеров передаваемого фотоснимка	70
4.5 Оценка реализуемости требований по передачи фотоснимков	74
5 Информационный обмен по интерфейсу Space Wire	80
5.1 Общие положения	80
5.2 Временные параметры изделия при работе по интерфейсу Space Wire. .	83
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	85
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	88
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	90

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в ретрансляторах связных КА нашли широкое применение большеразмерные антенны, разворачиваемые в рабочее положение после выведения спутника на орбиту.

Контроль процесса раскрытия антенн и контроль качества поверхности рефлектора в процессе длительной эксплуатации является одной из важнейшей задачей обеспечения качества и надёжности целевого функционирования КА.

Бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора (БК КПФР) космического аппарата осуществляет контроль составных частей (СЧ) антенн в процессе их раскрытия и штатного функционирования. Для решения этих задач в состав БК КПФР входят углоизмерительные приборы (УП) и дальномеры.

В процессе проработки вариантов реализации задачи БК КПФР в части передачи фотоснимков необходимо решить следующие задачи:

- 1 Определить количество подготавливаемых и передаваемых фотоснимков в процессе раскрытия;
- 2 Обосновать выбор количества фотоснимков для анализа процесса раскрытия;
- 3 Определить оперативность и последовательность получения фотоснимков на Землю, сделанных при раскрытии;
- 4 Определить очерёдность передачи фотоснимков и в какие моменты времени они должны быть сделаны;
- 5 Определить порядок подготовки и получения фотоснимков в процессе штатной эксплуатации КА (после раскрытия конструкций антенн).

В данной работе будут рассмотрены вышеизложенные вопросы реализации задачи фотографирования БК КПФР.

Программная модель бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора (БК КПФР) предназначена для моделирования на наземном отладочном комплексе (НОК) функционирования измерительной бортовой аппаратуры (БА) БК КПФР изделия под воздействием электрических и логических связей со стороны бортового комплекса управления (БКУ) и оптических связей со стороны рефлектора и облучателя антенны. Результатом моделирования является формирование полного набора управляющих и телеметрических параметров, характеризующих состояние аппаратуры БК КПФР. Программная модель БК КПФР является составной частью программной модели космического аппарата (ПМКА) и взаимодействует с моделями других бортовых систем.

Цель данной работы – разработка информационных сетей на базе Space Wire для передачи результатов контроля функционирования, положения и формы бортового комплекса, включающего в себя рефлекторы, антенны, фотокамеры и углоизмерительные приборы.

1 Технология Space Wire

Space Wire – это наиболее передовая и активно развиваемая сегодня технология для построения распределенных гетерогенных бортовых систем, прежде всего аэрокосмического назначения. Её поддерживает и внедряет в перспективные космические аппараты (КА) и Европейское космическое агентство ESA, и космические агентства США (NASA) и Японии (JAXA).

В российской космической отрасли развивать и внедрять технологию Space Wire стратегически важно, поскольку она способствует обеспечению современных тактико-технических характеристик перспективных российских КА, конкурентоспособности на мировом рынке космических технологий и услуг, развитию международного сотрудничества в космической области с другими странами, совместимости и унификации разработок аппаратуры КА российских предприятий. Технология Space Wire перспективна и в других областях, где используются встроенные распределенные и параллельные информационно-вычислительные и управляющие комплексы, работающие в реальном времени [10].

В разработке технологии Space Wire принимали активное участие специалисты российских университетов и компаний – Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения (ГУАП), ГУП НПО "ЭЛВИС", ЗАО НПО "Микропроцессорные Технологии", а так же АО «Информационные Спутниковые Системы» им. академика Решетнёва в г.Железногорск Красноярского края.

1.1 Архитектура Space Wire

Стандарт Space Wire регламентирует логические протоколы, физические разъемы и кабели, электрические свойства соединений, которые определяют канал связи Space Wire, архитектуру коммуникационной сети и обеспечивают средства передачи пакетов информации от исходного узла до требуе-

мого узла назначения через масштабируемую коммуникационную сеть. Он описывает работу коммутационной сети на шести уровнях иерархии, представленной в таблице 1.

Таблица 1 - Стек протоколов стандарта Space Wire

Уровень иерархии	Основные функции
Сетевой уровень	Маршрутизация пакетов в сетевых узлах; ориентирован на использование «червячной маршрутизации» пакетов
Уровень пакетов	Формат пакетов и метод инкапсуляции данных в пакеты
Уровень обмена	Установление и управление соединением точка-точка (уровень звена данных), включая инициализацию канала связи, управления потоком данных, синхронизацию, обнаружение неисправностей и перезапуск соединения
Уровень символов	Формирование и кодировка символов данных и управления
Сигнальный уровень	Преобразование данных в сигналы линии связи, спецификация их электрических и временных параметров, границ помехоустойчивости и скорости передачи данных в канале
Физический уровень	Определяет разъемы, кабели, проводники на печатных платах и технические требования по обеспечению электромагнитной совместимости (ЭМС)

Их можно условно соотнести с семиуровневой эталонной моделью взаимодействия открытых систем OSI, представленной на рисунке 1.

Однако принципы межуровневого взаимодействия, положенные в основу Space Wire, несколько отличаются от эталонной модели OSI. Например, управляющие коды, формат которых определяется на уровне символов, используются не только для управления потоком данных непосредственно в канале, но и при маршрутизации на сетевом уровне.

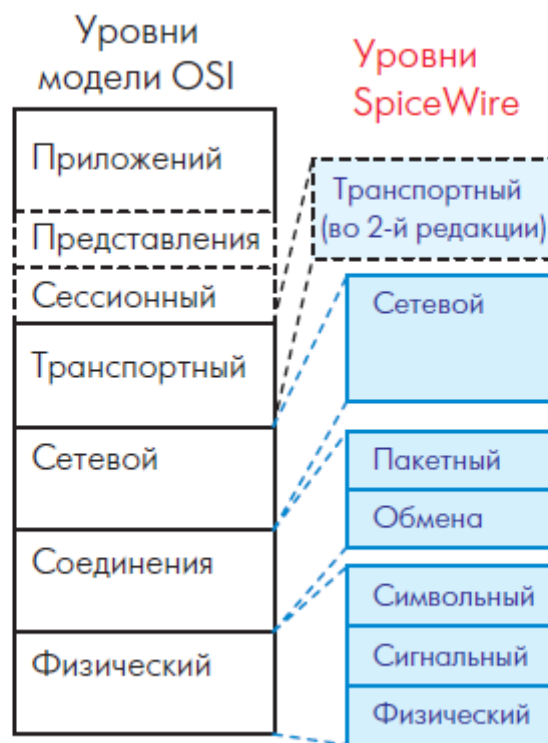


Рисунок 1 - Сопоставление иерархии протоколов стандарта Space Wire с моделью OSI

Сеть Space Wire состоит, в общем случае, из некоторого числа узлов-абонентов (Space Wire nodes) и сетевых узлов – маршрутизирующих коммутаторов (routing switches), представленных на рисунке 2.

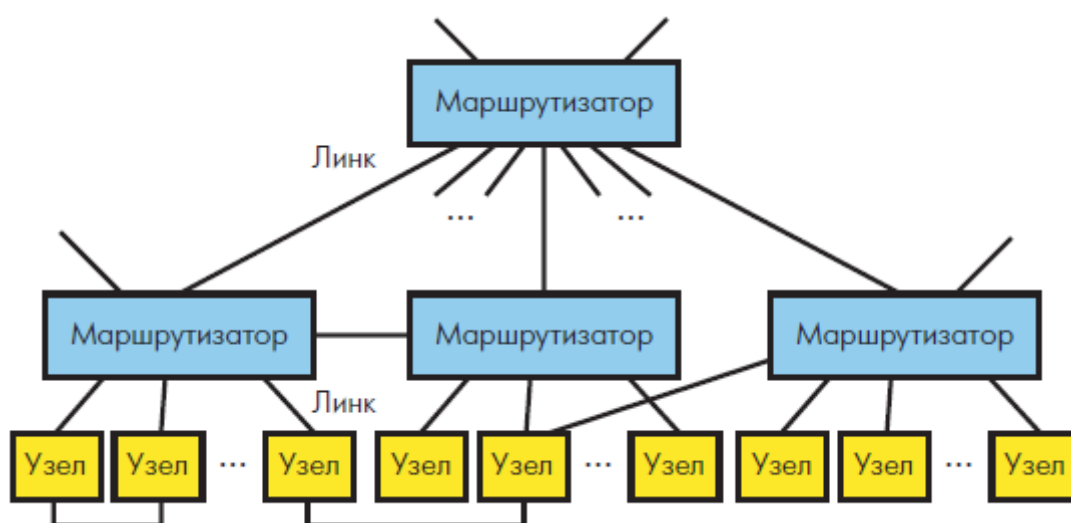


Рисунок 2 - Обобщенная структура сети Space Wire

Узлы-абоненты сети Space Wire – это устройства, передающие и принимающие потоки данных. Они связаны с маршрутизирующим коммутатором или друг с другом дуплексными каналами, называемыми линками (link). Узел оснащен одним или несколькими линк-портами и интерфейсом с источником данных (хост-устройство (host) – процессорный модуль, датчик, исполнительное устройство, периферийный контроллер, и др.). От хост-устройства узел принимает данные, кодирует их и отправляет в свой передатчик, непосредственно подключенный к линку, как видно на рисунке 3.

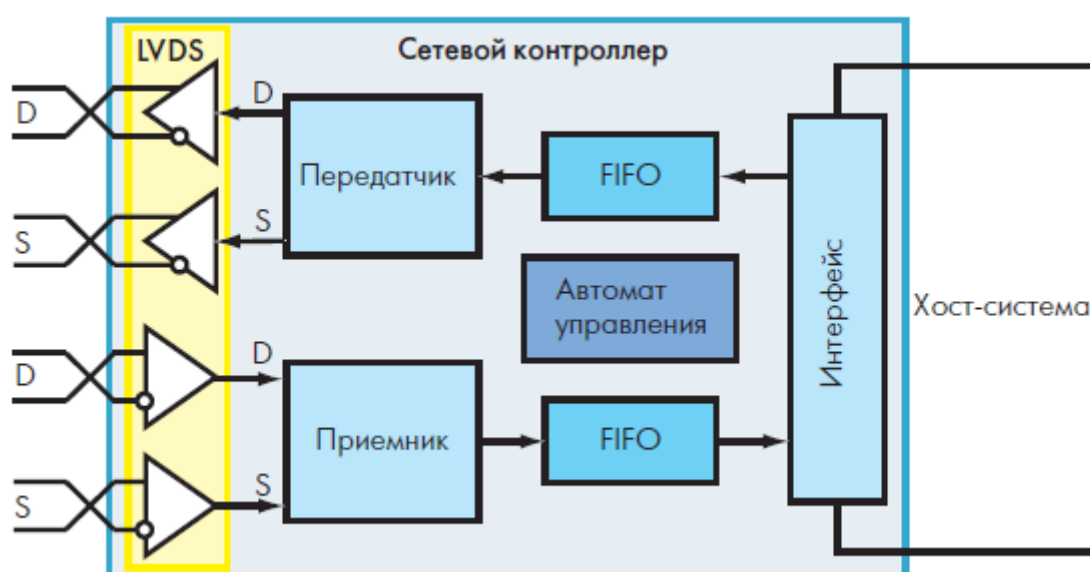


Рисунок 3 - Узел Space Wire

На другом конце линка данные принимает приемник, который их восстанавливает (декодирует) и передает адресату (другому хост-устройству) или на выходной порт маршрутизирующего коммутатора. Приемник и передатчик с необходимыми элементами управления и интерфейсами к хост-устройству образуют контроллер линка Space Wire (по сути – традиционный для современных сетевых структур сетевой контроллер, Network Interface Controller – NIC). Контроллер линка управляет соединением и потоком данных в канале, обнаруживает рассоединение, восстанавливает соединение по-

сле сбоев и др. Как правило, весь стек протоколов Space Wire до сетевого уровня включительно реализуется внутри контроллера линка.

Узел-абонент принципиально отличается от коммутатора тем, что трансляция данных между его линк-портами, при необходимости, возможна только под управлением хост-устройства (т.е. реализуется программно), а трансляция управляющих кодов (например, маркеров времени) не производится. Напротив, маршрутизирующий коммутатор обеспечивает непосредственную передачу трафика между своими входными и выходными портами.

В сетях Space Wire могут образовываться и структуры из одних узлов-абонентов с прямыми связями между ними, без коммутаторов. Однако полноценная сетевая коммуникационная инфраструктура, с адресуемыми узлами-абонентами и с эффективной организацией потоков пакетизированной информации и управляющих кодов, возможна только с использованием маршрутизирующих коммутаторов.

1.2 Структура данных

1.2.1 Пакеты

Стандарт Space Wire предусматривает двунаправленную передачу информации с коммутацией пакетов. Передаваемая информация – непрерывные потоки информации или сообщения – для передачи по сети Space Wire разбиваются на пакеты.

Пакет Space Wire, представленный на рисунке 4, включает поле заголовка, содержащее адрес назначения, и поле полезной нагрузки с данными пользователя, ограниченное маркером конца пакета.

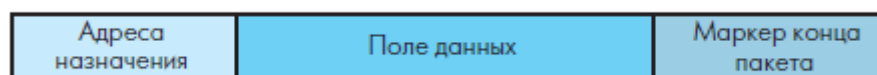


Рисунок 4 – Формат пакета Space Wire

Пакеты передаются по сети друг за другом без каких-либо разделителей и интервалов. В качестве начала заголовка пакета всегда рассматривается его первый символ. Адрес назначения пакета – это список из одного или нескольких идентификаторов, каждый длиной в один символ, который определяет либо маршрут, либо логический адрес узла назначения.

Формат пакета с адресом места назначения ориентирован на передачу пакета через сеть из маршрутизаторов. Именно они в основном и обрабатывают заголовок с адресом назначения пакета. Если же пакет передается между двумя абонентами, связанными прямым каналом (точка-точка), то поле адреса назначения может быть и пустым.

Полезная нагрузка – это данные, т.е. информация, передаваемая от источника к узлу назначения. Закрывает пакет маркер конца пакета, указывая также, является ли пакет правильным (EOP, End of Packet) или транслируется с уже обнаруженной ошибкой (EEP, Error End of Packet).

Размер пакета не нормирован стандартом, на практике его ограничивают только абоненты коммуникационной сети Space Wire и особенности прикладных задач. Процедуры коммутации пакетов через маршрутизирующие коммутаторы Space Wire не чувствительны к длине пакета: пакет любой длины будет скоммутирован и передан через коммутатор Space Wire.

1.2.2 Физический интерфейс

На физическом уровне стандарт описывает требования к физической среде передачи, электрическим и механическим интерфейсам, включая типы разъемов и кабелей, а также параметры сигнальных линий на печатных платах.

Кабель Space Wire – восьмипроводной, из четырех медных экранированных витых пар проводов, изображённый на рисунке 5. Стандартная длина кабеля – до 10 м. Диаметр стандартного кабеля – не более 7 мм, удельный вес – до 80 г/м.

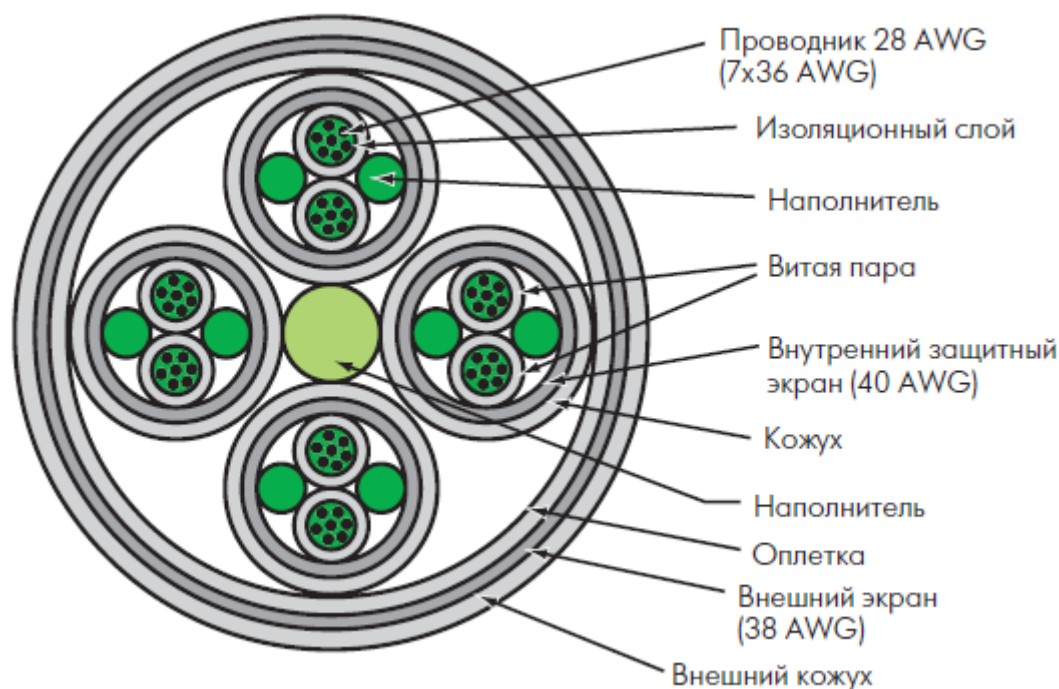


Рисунок 5 – Кабель Space Wire для космических применений

Стандарт ECSS-E-50-12A [1] регламентирует скорости передачи по каналу Space Wire от 2 до 400 Мбит/с на расстояния до 10 м. Для передачи на максимальных скоростях на такие расстояния стандарт задает перечень требований к параметрам кабеля.

Практические исследования показали, что дальность передачи также можно увеличить на десятки метров с пропорциональным уменьшением скорости передачи: 200 Мбит/с на 20 м, 100 Мбит/с на 30 м и т.д. И наоборот – при длине линий связи в пределах 1–2 м (короткий кабель, плата) можно достигнуть 600–700 Мбит/с.

1.3 Сетевой уровень. Методы маршрутизации

1.3.1 Червячная маршрутизация

Сетевой уровень определяет методы маршрутизации пакетов и их коммутации при прохождении через сетевые узлы коммуникационной сети. В сети Space Wire используется так называемая "червячная маршрутизация" (wormhole routing), относящаяся к категории методов коммутации "на лету" (on-the-fly).

При поступлении заголовка пакета во входной порт маршрутизатора пакет сразу маршрутизируется (выбирается направление его дальнейшей передачи, т.е. выходной порт) и начинается сквозная передача потока символов пакета в выходной порт, без промежуточной буферизации и хранения в маршрутизаторе. Червячный маршрутизатор представлен на рисунке 6.

Таким образом, в сетевом узле происходит и маршрутизация входящего пакета, и его коммутация. Подобный режим коммутации пакетов называют маршрутизирующей коммутацией, а маршрутизатор – маршрутизирующим коммутатором (routing switch).

Заголовок пакета как бы "прорезает" канал внутри коммутатора, по которому остальные символы пакета проходят узел маршрутизатора насквозь, прямо с входного порта в выходной. Аналогия с червяком (worm), который прогрызает яблоко насквозь, протягивая за головой свое тело, и определили название "червячная маршрутизация". Этот метод обеспечивает малые задержки прохождения пакета через маршрутизатор, обусловленные только временем приема заголовка пакета (как правило, одного символа). Кроме того, в коммутаторе становится ненужной буферная память пакетов, что существенно снижает аппаратные затраты и энергопотребление при его реализации в СБИС.



Рисунок 6 – Червячный маршрутизатор

1.4 Методы адресации

Механизм маршрутизации пакета в коммутаторе Space Wire базируется на одном из трех методов адресации узла назначения: путевой, логической, регионально-логической.

1.4.1 Путевая адресация

При *путевой адресации* адрес назначения задается в виде последовательности номеров выходных портов маршрутизаторов, через которые должен пройти данный пакет. Приняв первый символ, маршрутизатор определя-

ет выходной порт, удаляет этот символ из пакета и передает пакет дальше. Следующий символ пакета (теперь первый) используется очередным маршрутизатором для определения своего выходного порта и т.д. В итоге пакет прибывает к узлу-приемнику с пустым заголовком, как видно на рисунке 7. Число узлов в сети при путевой адресации не ограничено.

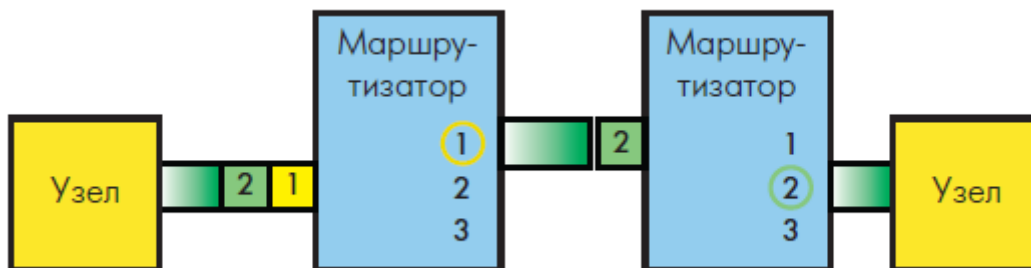


Рисунок 7 – Удаление заголовка пакета при путевой маршрутизации

Чтобы отличать адрес при путевой адресации от других видов адресации, байт путевого адреса должен иметь значение от 0 до 31. Другие виды адресации такие адреса не используют. По стандарту Space Wire у маршрутизатора может быть до 32 выходных портов. Адрес 0 назначен для конфигурационного порта маршрутизирующего коммутатора. Передачей информации в этот порт может задаваться конфигурация и режимы работы маршрутизирующего коммутатора.

1.4.2 Логическая адресация

При *логической адресации* каждому узлу-абоненту присваивается уникальный номер (логический адрес LA). Когда источник посылает пакет приемнику, он вставляет логический адрес приемника в заголовок пакета. В маршрутизаторах хранятся таблицы маршрутизации, связывающие логические адреса с номерами выходных портов, изображённые на рисунке 8. На основании этой таблицы маршрутизатор и определяет номер выходного порта для поступившего пакета. Значения логических адресов должны находить-

ся в диапазоне от 32 до 255 (всего 224 логических адреса), поскольку они должны отличаться от физических номеров выходных портов и задаваться одним байтом. Адрес 255 зарезервирован для системных задач и не должен использоваться. При передаче пакетов через маршрутизатор при логической маршрутизации адреса не удаляются.

Логическая адресация выгодна в относительно небольших сетях с ограниченным числом быстрых маршрутизаторов (до 244). В этом методе задача маршрутизации переложена с узла-источника (как в путевой адресации) на маршрутизирующие коммутаторы. Они должны хранить в своей памяти таблицы маршрутизации. Логическая адресация, в общем случае, требует некоторого администрирования коммуникационной сети — формирования таблиц маршрутизации, их загрузки в маршрутизаторы и обновления при логической реконфигурации системы. В простых системах можно обойтись и без этого — заданная таблица маршрутизации может загружаться из ППЗУ при старте системы.

Уменьшить размер таблиц маршрутизации при логической адресации позволяет механизм *выделения интервалов* (Interval labelling). Он подразумевает, что все множество используемых логических адресов разбивается на последовательные же группы (интервалы): 32–35, 35–50, 51–56 и т.д.

Каждой такой группе (а не отдельному логическому адресу) в таблице маршрутизации соответствует определенный выходной порт.

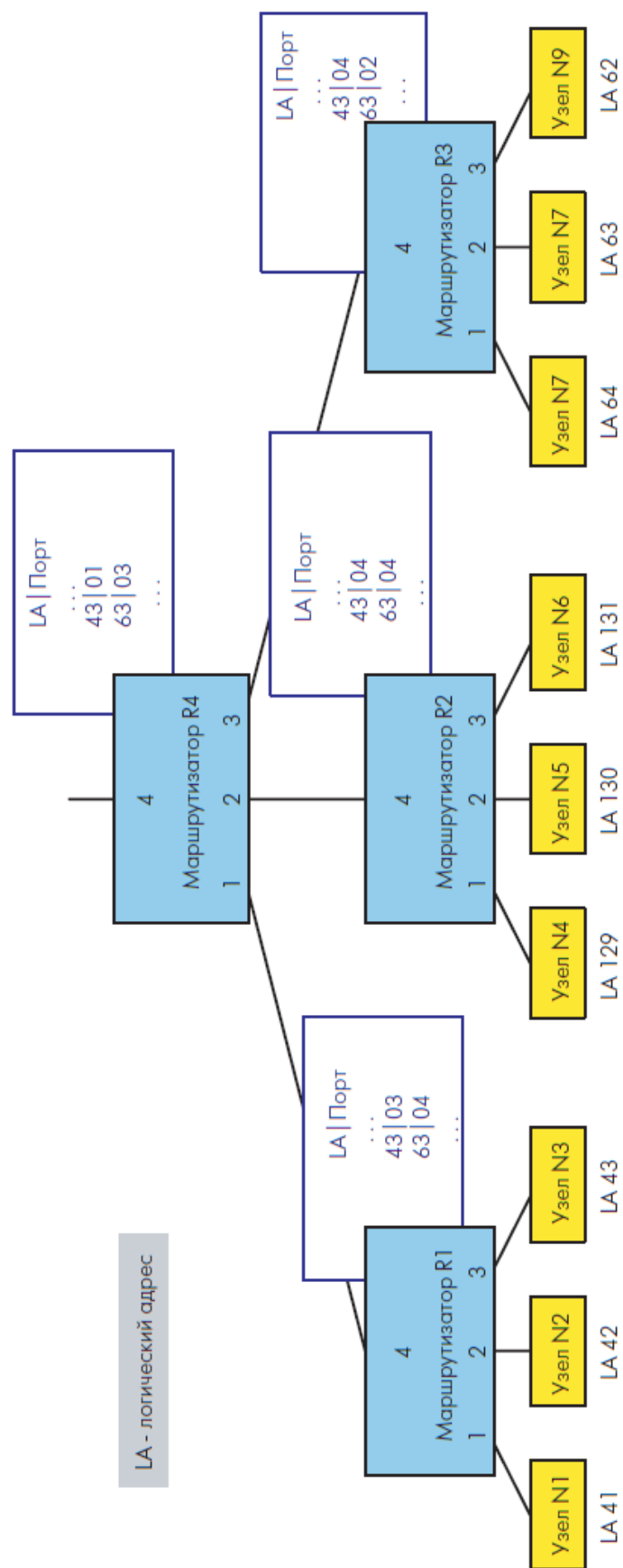


Рисунок 8 – Маршрутизация при логической адресации

1.4.3 Регионально-логическая адресация

Регионально-логическая адресация является комбинацией логической адресации и структуризации сети на области (regions). Данная адресация представлена на рисунке 9. Внутри одной области используется обычная логическая адресация. Если источник и получатель принадлежат разным областям, используются несколько логических адресов (адрес региона и логический адрес в регионе) и механизм их удаления при прохождении маршрутизаторов на границе областей. Такого рода методы адресации хороши в кластерных структурах. Количество узлов в сети при регионально-логической адресации не ограничено.

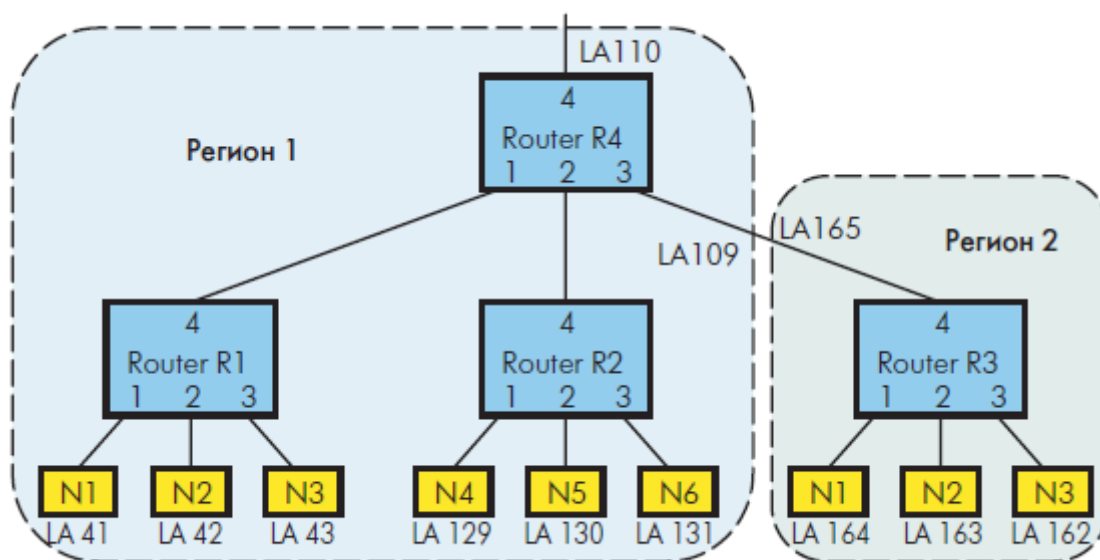


Рисунок 9 – Маршрутизация при регионально-логической операции

1.4.4 Групповая адаптивная адресация

Для увеличения пропускной способности сети Space Wire и повышения ее надежности может использоваться *групповая адаптивная маршрутизация*. Она позволяет передавать пакеты по сети через альтернативные каналы, связывающие коммутаторы Space Wire на рисунке 10. Для передачи данных

можно использовать любой свободный канал. Space Wire позволяет соединять соседние элементы сети (узлы и маршрутизаторы) неограниченным числом каналов, тем самым создавая избыточность коммутационной сети для увеличения отказоустойчивости информационно-вычислительных систем и КБО в целом.

Механизм групповой адаптивной маршрутизации позволяет также масштабировать пропускную способность сети Space Wire по числу каналов.

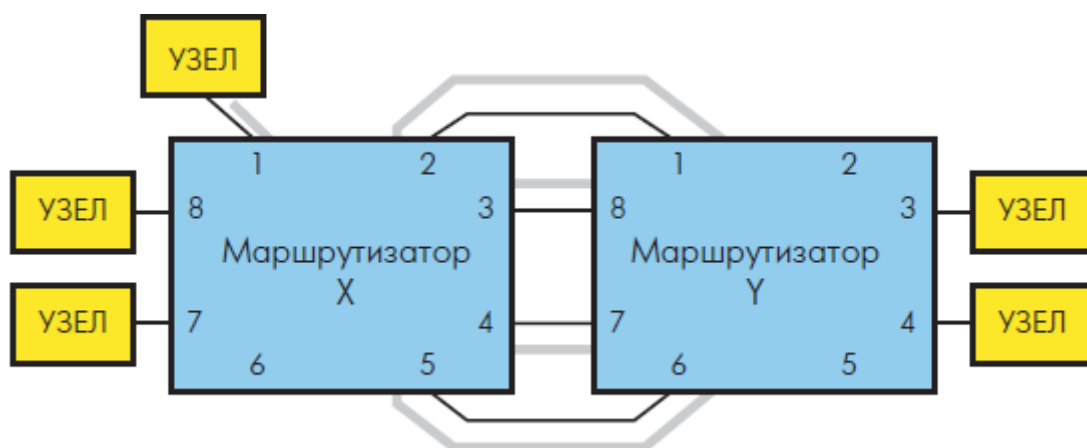


Рисунок 10 – Маршрутизация при регионально-логической операции

1.5 Синхронизация времени

Разработчики стандарта Space Wire учли важность синхронизации времени в системе КБО. Поэтому для поддержания единого системного времени в сети введен специальный управляющий код – маркер времени (не было в IEEE1355-1995).

Он используется для поддержания единого системного времени в сети и передачи изохронных флагов управления. Маркер времени образован символом ESC и символом данных, 6 младших разрядов в символе данных (T0&T5) содержат код времени, два старших – признаки маркера времени (00).

В сети один из узлов назначается мастером времени. По командам хост-устройства его контроллер линка формирует маркеры времени, каждый раз с увеличенным на 1 (по модулю 64) временным кодом, и передает его в сеть. Специальные дисциплины обеспечивают его трансляцию по всей сети, препятствуя передаче ошибочных маркеров времени (например, повторной трансляции маркера времени через узел при кольцевой структуре сети).

Маркеры времени имеют высший приоритет и передаются сразу после завершения трансляции текущего символа. Общая задержка их распространения по сети зависит от заданной скорости обмена, числа промежуточных узлов сети и задержек в промежуточных узлах (определяется схемотехникой коммутатора). В большинстве реально применяемых конфигураций сети задержка доставки маркера времени до любого узла-абонента не превышает 1 мкс (типично 0,2–0,5 мкс).

1.6 Применение технологии Space Wire

Технология Space Wire позволяет строить высокоскоростную коммуникационную инфраструктуру для всех видов бортовых коммуникаций, таких как передача высокоскоростных цифровых сигналов между источниками/приемниками сигналов, процессорами цифровой обработки и устройствами отображения; обмен данными между вычислительными модулями параллельных вычислительных систем или распределенных вычислительных комплексов; передача команд на подсистемы комплектов бортового оборудования (КБО); сбор информации с сенсорных полей и с других первичных источников информации в КБО (для источников с низко- и среднескоростными информационными потоками); распределение меток времени в КБО, сигналов реального времени и прерываний. Широкий спектр применения технологии Space Wire и вне аэрокосмической тематики – в различных задачах, связанных со сбором и обработкой информации, управлением в комплексах с рас-

пределенной архитектурой, в системах параллельной обработки сигналов и данных и т.д.

Сеть Space Wire способна заменить множество отдельных разнородных сетей (обычно – 3–5) на борту летательного или космического аппарата (ЛА/КА), создав единую коммуникационную инфраструктуру на базе единых технических и программных средств. Это возможно не только благодаря высоким скоростям каналов – линков Space Wire (до 400 Мбит/с на 10 м)**. Space Wire отличает и ряд важных архитектурных особенностей:

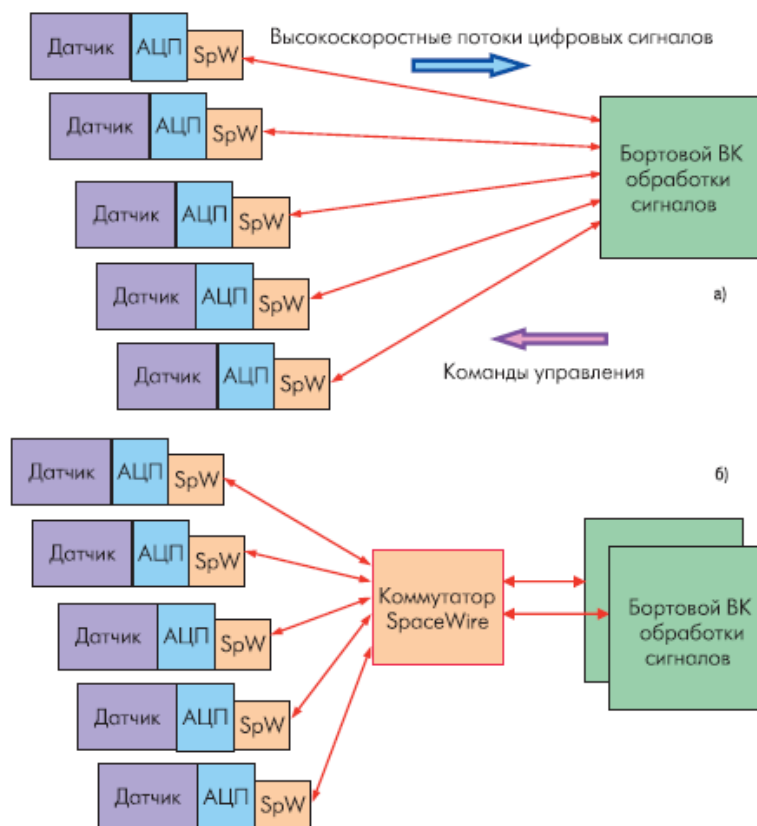
- высокоскоростная коммутация пакетов с «червячной маршрутизацией» (низкие задержки, высокая пропускная способность);
- гибкость и масштабируемость сети (без ограничений на топологию);
- многообразие методов маршрутизации (от простого указания пути в заголовке пакета до адаптивной маршрутизации с регионально-логической адресацией);
- сквозное встраивание управляющих кодов в стек протоколов (независимость прохождения кодов управления и тайм-кодов от загруженности каналов и коммутаторов данными);
- малозатратность реализации Space Wire в СБИС, компактность, низкое энергопотребление и устойчивость к помехам и сбоям.

Вот почему технологию Space Wire активно применяют в разработках национальных космических агентств Европейского союза (ESA), США (NASA), Японии (JAXA) и Канады (CSA), а также в авионике ЛА различного назначения, в том числе – в их бортовых вычислительных комплексах (БВК). Федеральное космическое агентство РФ также приняло принципиальное решение о применении технологии Space Wire в российской космической отрасли и об участии в деятельности международной рабочей группы по дальнейшему развитию и применению Space Wire.

1.7 Элементная база электроники Space Wire

В аэрокосмических комплексах бортового оборудования (КБО) устойчива тенденция перехода исключительно на цифровые каналы передачи сигналов и данных с пакетизацией передаваемых потоков информации.

Аналоговые интерфейсы в КБО рассматриваются и стандартизуются только как средства подключения источника/приемника информации к цифровой системе локальной обработки или преобразования КБО. Каналы Space Wire можно использовать для прямого подключения датчиков – распределенных по объекту источников высокоскоростных потоков оцифрованных данных – к вычислительному комплексу (ВК) обработки сигналов, показанных на рисунке 11(а).



а - простое подключение датчиков каналами «точка-точка», б – подключение посредством коммутатора

Рисунок 11 – Подключение источников высокоскоростных потоков данных к ВК обработки сигналов по каналам Space Wire

Высокие скорости каналов Space Wire открывают новые возможности для системного проектирования КБО. Во-первых, высокая пропускная способность каналов необходима для сопряжения с сенсорами, формирующими высокоскоростные информационные потоки. Посредством каналов Space Wire датчики, распределенные по объекту, можно напрямую подключать к БВК, изображённых на рисунке 11. При оцифровке сигналов типичными в современных бортовых системах 12- и 16-разрядными АЦП формируются информационные потоки в десятки мегабайт в секунду. Один канал Space Wire позволяет передать информационный поток до 400 Мбайт/с (соответствует частоте дискретизации 20–25 МГц) на расстояния до десятка метров.

Если этих скоростей недостаточно, можно использовать так называемые «толстые линки» – линии связи из n параллельных каналов Space Wire, позволяющие повысить пропускную способность в n раз.

Помимо пропускной способности надо помнить и о задержках распространения сигнала (latency). Например, сенсор с двумя 16-разрядными АЦП с частотой дискретизации 100 кГц формирует информационный поток 0,4 Мбайт/с.

Чтобы доставить его к системе обработки информации, нужен канал с пропускной способностью не ниже 4 Мбит/с (с учетом кодирования символов данных). Задержка доставки пары отсчетов (16+16 бит) составит 10 мкс. Более скоростной канал (например, 200 Мбит/с) с избыточной пропускной способностью позволит снизить задержку доставки комплексного отсчета всего до 200 нс. На его обработку до формирования следующего отсчета остается 9,8 мкс. Учитывая низкие затраты на реализацию канала Space Wire, это может быть весьма привлекательным решением.

Такая простая схема, используя каналы Space Wire, дуплексные по своей природе, позволяет не только доставлять к центральному вычислительному ресурсу множественные потоки информации, но и по тем же каналам (и кабелям) управлять работой датчиков – настраивать режимы и параметры функционирования, запускать тестирование и диагностику и т.п. (см. рис.11).

С помощью механизмов распространения кодов времени Space Wire можно синхронизировать работу датчиков в реальном масштабе времени с точностью до долей микросекунд – синхронизировать их таймеры, синхронно снимать информацию по единому сигналу управления и т.п.

Коммутаторы Space Wire позволяют распределять и направлять информационные потоки между датчиками и несколькими потребителями, например между несколькими подсистемами обработки сигналов разного функционального назначения, как на рисунке 11(б).

Если датчиков много, но информационные потоки от них невелики, коммутатор может играть и роль концентратора, мультиплексируя пакеты от датчиков в своем высокоскоростном выходном канале посредством механизмов маршрутизирующей коммутации пакетов Space Wire.

Направления коммутации можно задавать различными способами – от автоматической загрузки таблиц маршрутизации из конфигурационной флэш-памяти или ПЗУ при пуске системы до их оперативной программной настройки со стороны ВК, причем по тем же самым каналам Space Wire.

Отметим, что уже в структуре с одним коммутатором расстояния между датчиками и БВК могут составлять до 20 м на максимальной скорости. В структурах с развитой топологией сети связи на нескольких коммутаторах между терминальными узлами распределенного КБО (например, между датчиками и БВК) легко достижимы расстояния и в 30–50 м. Этого достаточно не только для большинства космических, но и летательных аппаратов. Кроме того, при снижении скорости передачи эти расстояния могут быть увеличены в несколько раз: например, при скорости 100 Мбит/с – в 2–3 раза.

Пример комбинированной схемы сопряжения сенсоров с ВК, представленный на рисунке 12 – архитектура бортовой системы космического аппарата МРО (Mercury Planetary Observer) ESA для международного проекта Veri-Colombo по исследованию Меркурия.

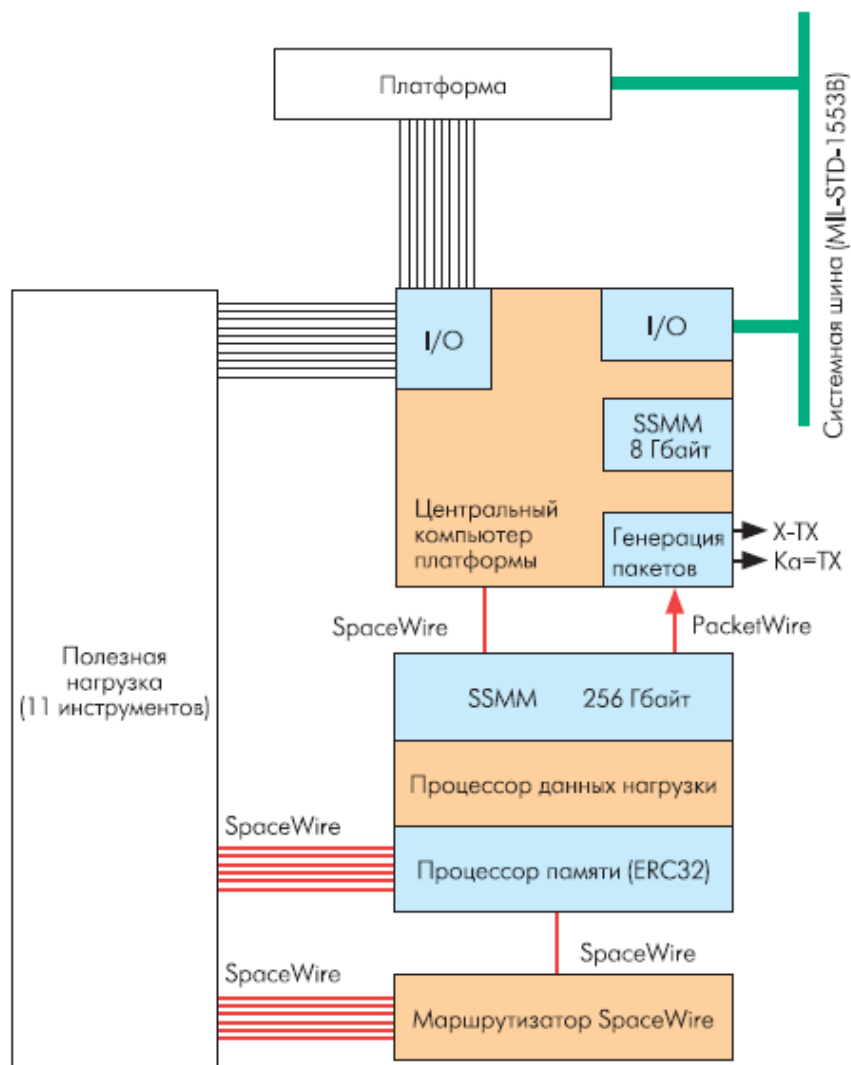


Рисунок 12 – Space Wire в структуре КБО космического аппарата Mercury Planetary Observer (MPO)

Скоростные потоки данных от научных приборов к компьютеру обработки данных полезной нагрузки передаются по прямым каналам Space Wire, а каналы от менее скоростных источников мультиплексируются коммутатором Space Wire. Другой типичный пример работы в КБО с высокоскоростными информационными потоками – программно-управляемое распределение информационных потоков и изображений, формируемых БВК, на множество экранов отображения информации, показанных на рисунке 13.

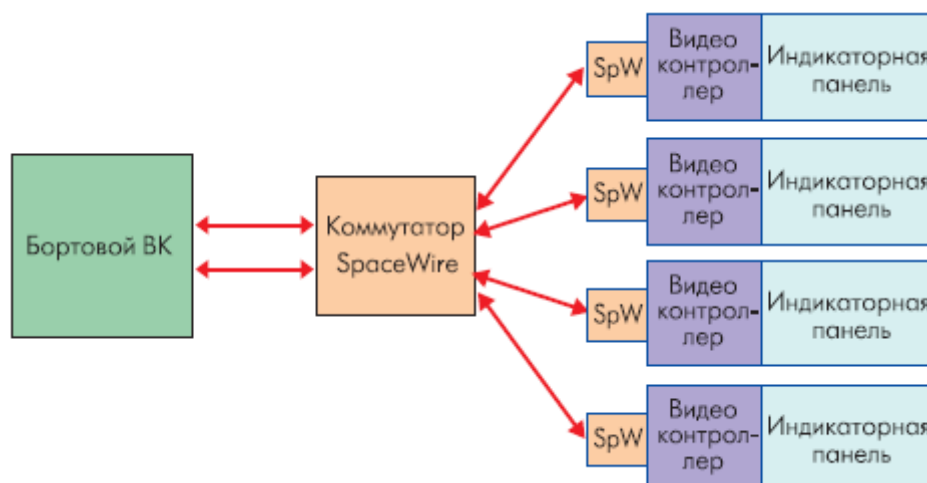


Рисунок 13 – Простая схема коммутируемого сопряжения БВК с экранами отображения видеoinформации

Высокоскоростная «червячная маршрутизация», обеспечивая малые задержки и не требуя буферизации проходящего через коммутатор пакета, позволяет передавать кадр изображения любого размера целиком, не нарезая его на пакеты. С помощью программно-настраиваемой таблицы маршрутизации можно оперативно реконфигурировать информационные потоки и направлять на мониторы нужную в данный момент информацию. Дуплексные линии позволяют по тем же каналам передавать информацию и в обратную сторону – например, запросы от операторов о видах отображаемой информации.

На рисунке 14 представлен пример унифицированной бортовой системы малого спутника для дистанционного зондирования Земли, который реализуется на базе комплекта «Мультиборт» с помощью технологии Space Wire. Система решает такие задачи, как:

- ввод сигналов и изображений с помощью ФАР или от датчиков, их обработку в БЦВМ (включая синтез и сжатие радиолокационного изображения и даже первичную обработку изображения с целью ее распознавания на борту КА);
- передача изображения в радиолинию;

- объединение всех устройств, формирующих информационные потоки в системе.

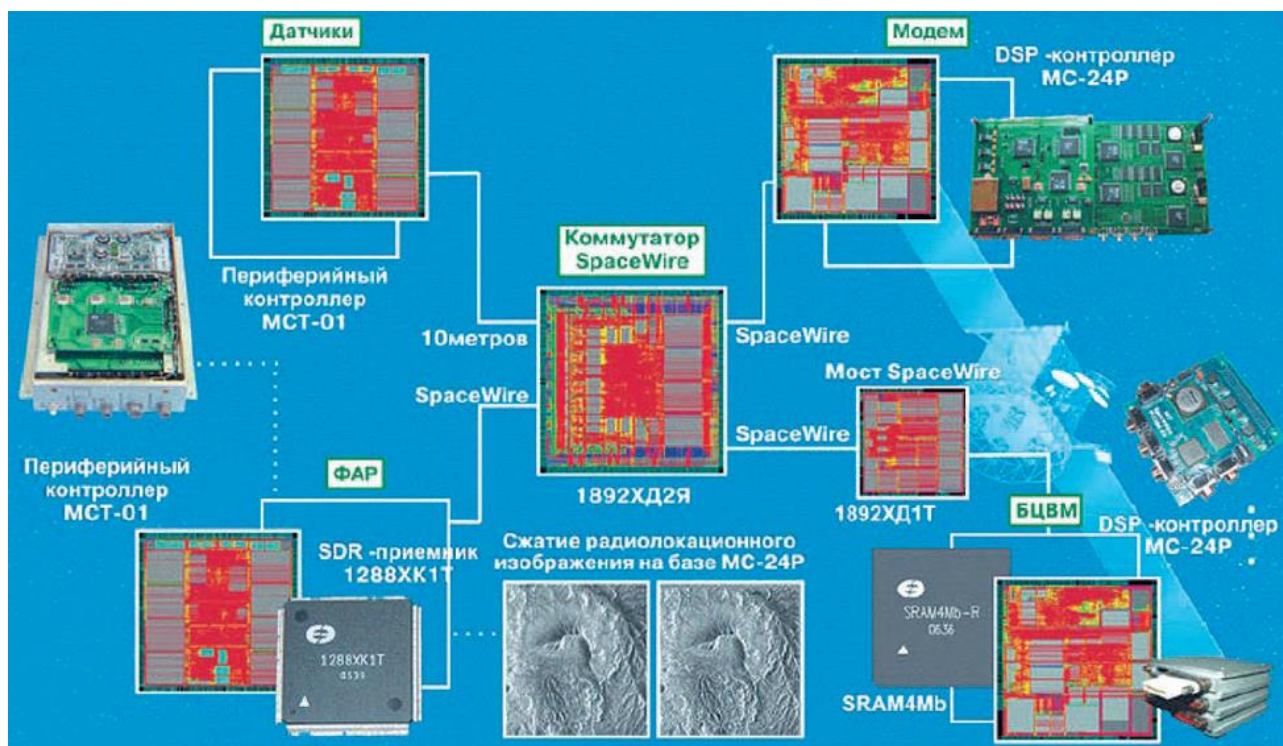


Рисунок 14 – Пример структуры унифицированного борта КА на базе комплекта «Мультиборт»

По предварительным оценкам, такая бортовая система на базе комплекта «Мультиборт» и четырех СБИС МС-24Р может обеспечить режим непрерывной съемки (с одним угломестным лучом) с шириной полосы 100 километров, линейным разрешением 30 м, шагом координатной сетки радиолокационного изображения 20 м и 5 некогерентными накоплениями.

Унифицированная коммуникационная система на Space Wire в КБО спутника позволяет существенно сократить массогабаритные характеристики, заменив собой несколько различных сетей (для передачи потоков данных, управления, системы единого времени и т.п.).

Для дальнейшего развития КА, разрабатываемых АО «ИСС», необходимо внедрить информационно-логический интерфейс Space Wire, пересмот-

реть топологию бортовой сети, а также архитектуру бортовой сети КА, что позволит в будущем получить унифицированную платформу всего космического аппарата.

2 Бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора

2.1 Назначение и состав бортового комплекса

Бортовой комплекс управления КА представляет собой совокупность приборов и устройств с информационным и программным обеспечением, предназначенным для управления движением центра масс КА и управления функционированием бортового оборудования, а также для взаимодействия с наземным комплексом управления.

БК КПФР предназначен для решения следующих задач:

- измерение пространственных координат КЭ на облучателях и рефлекторах антенн Ан11 и Ан12 в базовой СК КА;
- определение положения СК облучателей и рефлекторов антенн Ан11 и Ан12;
- определения пространственного положения фокусов рефлекторов антенн Ан11 и Ан12;
- определения пространственного положения фазовых центров облучателей антенн Ан11 и Ан12;
- оценка искажения формы радиоотражающих поверхностей рефлекторов антенн Ан11 и Ан12;
- визуальный контроль рефлекторов и облучателей антенн Ан11 и Ан12 на этапе их раскрытия и после.
- управление движением центра масс КА;
- получение и обработка навигационной информации;
- командно-логическое управление служебными системами и целевым оборудованием;
- сбор, обработка и анализ контрольно-диагностической информации, принятие решения о парировании возникающих нештатных ситуаций, в том числе автоматическое управление выбором резервного

комплекта оборудования, выбор наиболее безопасных режимов функционирования с учетом конкретного технического состояния бортовых систем космического аппарата.

Для контроля положения и формы рефлектора бортовой комплекс должен иметь в своём составе бортовую аппаратуру, устанавливаемую на корпус КА, пассивные контрольные элементы (КЭ), устанавливаемые на формообразующую структуру рефлектора и конструкцию облучателя антенн, программное обеспечение, реализованное в виде программ, расположенных в отведенных для них областях памяти бортового процессора КА (БЦВК).

2.2 Специализированный лазерный сканер

Специализированный лазерный сканер (СЛС) представляет собой моноблок, устанавливаемый на корпусе КА, и содержит в своем составе лазерный (световой) дальномерный канал, угломерный канал, на основе лазерного излучателя и фотоприёмной матрицы, и однозеркальный механизм сканирования с точными датчиками углов поворота валов приводов.

СЛС предназначен для определения и выдачи в БЦВК информации о пространственных координатах КЭ в системе координат, связанной с посадочной плоскостью СЛС. Он формирует информацию о пространственном положении КЭ, находящегося в его зоне действия. Под зоной действия понимается область пространства, относительно системы координат СЛС, в которой будет возможно вести наблюдение за КЭ. Ее границы обусловлены минимальной и максимальной дальностью лазерного дальномера и пределами обзора по углу места и азимуту (или границами поля обзора).

Измерение пространственных координат КЭ происходит путем последовательной переориентации оптической оси СЛС от одного КЭ до другого или сканированием мгновенным полем зрения СЛС (узкий луч) своего поля обзора.

Пространственные координаты каждого КЭ передаются БЦВК в сферической системе координат – два угла направления на КЭ (точки внутри КЭ): α (азимут) и β (угол места), и расстояние до КЭ (точки внутри КЭ) L .

2.3 Углоизмерительный прибор

Углоизмерительный прибор (УП) представляет собой моноблок, устанавливаемый на корпусе КА. Он состоит из осветительного (передающего) канала и приемного канала на основе фотоприемной матрицы.

УП предназначен для:

- определения и выдачи в БЦВК информации об углах направления (азимут и угол места) на контрольные элементы, находящиеся в его поле зрения, в системе координат связанной с посадочной плоскостью УП;
- фотографирования рефлектора крупногабаритной трансформируемой антенны на этапе его раскрытия, с сохранением фотоснимков в памяти УП, для последующей передачи их на Землю.

Поле зрения приемного канала УП широкоугольное.

2.4 Контрольные элементы

Контрольный элемент (КЭ) представляет собой уголкового отражателя в оправе, с элементом крепления к объекту измерения (крепежная планка).

КЭ предназначен для отражения, падающего на него излучения, в направлении, обратном его падению.

Под измерением пространственных координат КЭ СЛС понимается измерение пространственных координат точки находящейся внутри КЭ. Под измерением углов направлений на КЭ УП понимается измерение углов направлений на точку находящуюся внутри КЭ. В обоих случаях измеряется одна и та же точка.

2.5 Пространственное размещение составных частей бортового комплекса

Вариант пространственного размещения составных частей БК КПФР представлен на рисунке 15.

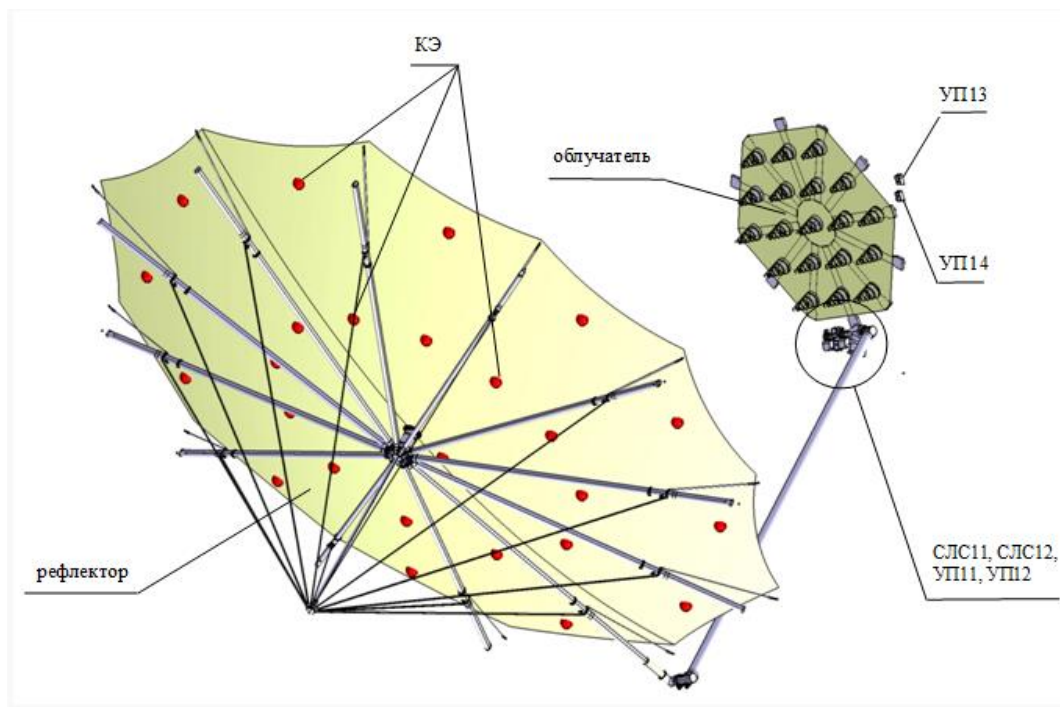


Рисунок 15 - Пример схемы размещения составных частей БК КПФР

Количество приборов с учётом резервирования: СЛС – 2 шт. (для АН11), 2 шт. (для АН12), УП – 4 шт. (для АН11, АН12), 4 шт. (для облучателей антенн АН11 и АН12), КЭ – 25 шт. (для АН11), 25 шт. (для АН12), 10 шт. (для облучателя АН11), 14 шт. (для облучателя АН12) [6].

3 Схема организации передачи фотоснимков на Землю

Наиболее информативной (по объёму) задачей бортового комплекса является визуальный контроль составных частей антенн. Для этих целей в состав БК КПФР используются углоизмерительные приборы (УП) с функцией фотографирования, промежуточного сохранения фотоснимков в памяти прибора и последующей передачи на Землю.

В процессе проработки вариантов реализации задачи передачи фотоснимков на Землю, необходимо решить следующие задачи:

- 1 Определить количество подготавливаемых и передаваемых фотоснимков в процессе раскрытия;
- 2 Обосновать выбор количества фотоснимков для анализа процесса раскрытия;
- 3 Определить оперативность и последовательность получения фотоснимков на Землю, сделанных при раскрытии;
- 4 Определить очерёдность передачи фотоснимков и в какие моменты времени они должны быть сделаны;
- 5 Определить порядок подготовки и получения фотоснимков в процессе штатной эксплуатации КА (после раскрытия конструкций антенн).

3.1 Выбор количества снимков

3.1.1 Работа УП в режиме фотографирования

Каждый УП позволяет сохранить в своей памяти до 25 фотоснимков. В приборе предусмотрена возможность сжатия фотоснимка с потерей качества и без потерь. Без потерь качества максимальный объем фотоснимка составляет 2 Мбайт. Фотоснимок передается фрагментами, размер которых составляет от 512 до 2048 байт.

Для каждого объекта фотографирования (рефлекторы и облучающие системы антенн) используется два прибора – основной и резервный. Так как основной и резервный прибор находятся на одном оконечном устройстве, то осуществлять фотографирование можно только поочередно [2].

Зонтичная антенна космического аппарата, состоящая из вынесенного облучателя, представленного на рисунках 18-19, 22-23 и раскрываемого рефлектора, представленного на рисунках 16-17, 20-21, включающего в себя центральный узел с фланцем со стороны раскрыва рефлектора, шарнирно соединенный с ним силовой каркас, выполненный в виде спиц, механически связанный с сетеполотном, ступицу, прикрепленную к центральному узлу с противоположной стороны от раскрыва рефлектора, которая в районе свободного торца с помощью оттяжек единым центром соединена со спицами, устройство поворота и наведения рефлектора, отличающаяся тем, что устройство поворота и наведения рефлектора выполнено состоящим из двух узлов: первого узла, обеспечивающего начальный поворот в пространстве нераскрытого рефлектора после выдвижения его в рабочую зону на рабочий угол в широком диапазоне, причем его фланец соединен с торцом штанги космического аппарата, и второго узла, обеспечивающего после раскрытия сетеполотна в рабочее положение уточняющее наведение рефлектора в пространстве в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол в узком диапазоне, при этом его фланец прикреплен к фланцу центрального узла рефлектора.

Рефлектор – это составной элемент КА, назначение которого заключается в отражении от его поверхности электромагнитной волны. Раскрытый вид рефлектора представлен на рисунке 16.

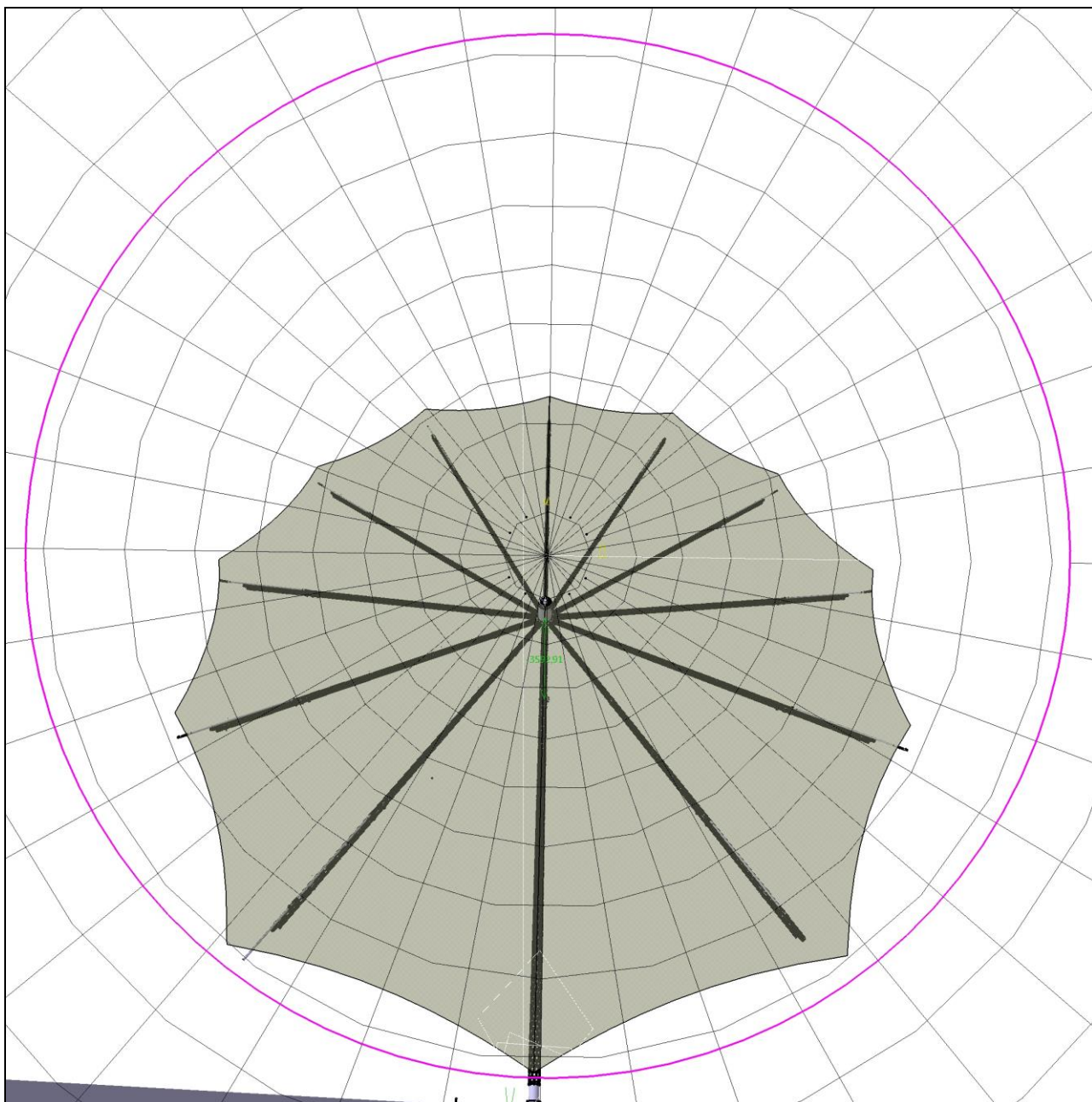


Рисунок 16 – Рефлектор Ан11 в поле зрения УП11

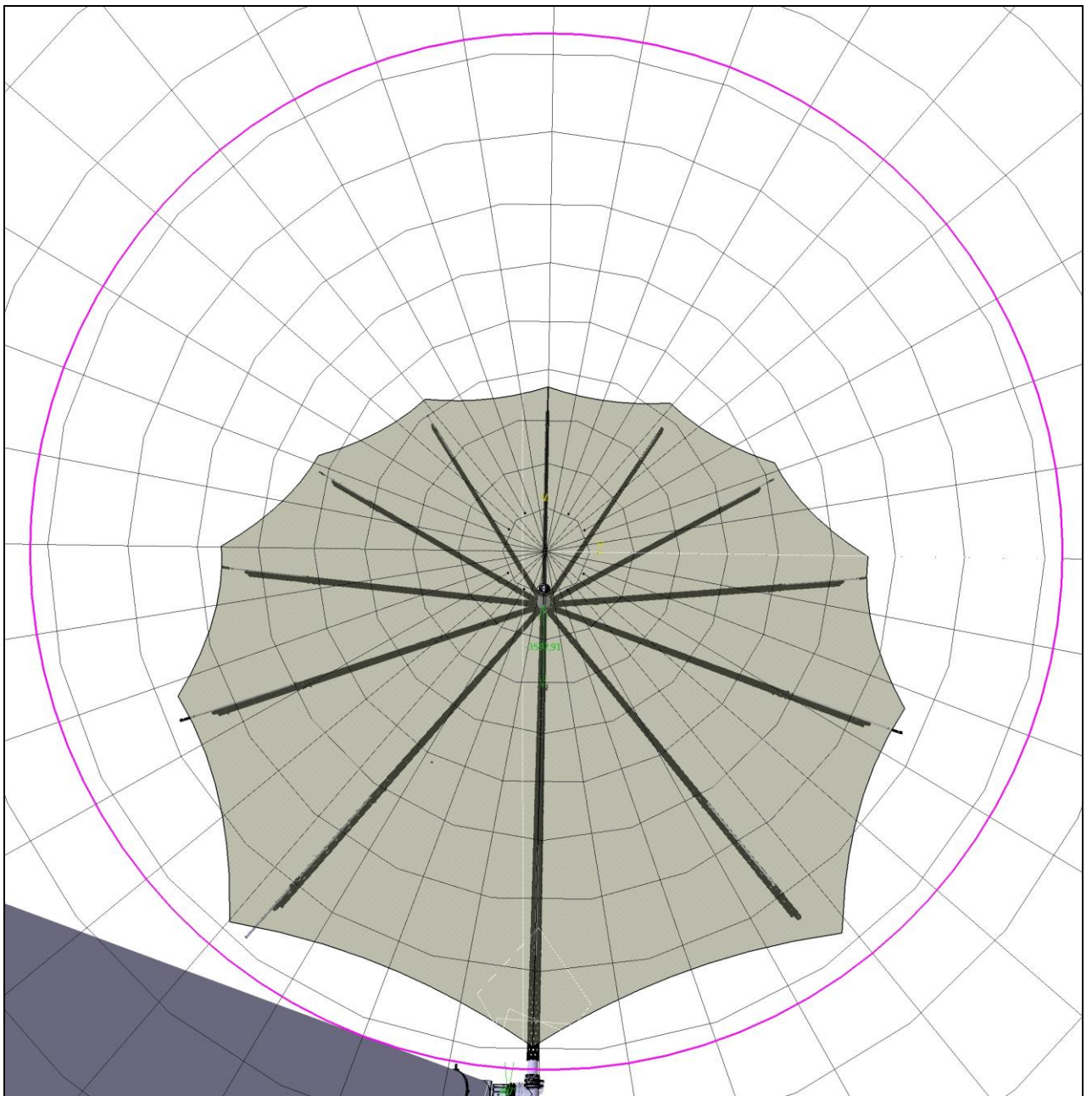


Рисунок 17 – Рефлектор Ан11 в поле зрения УП12

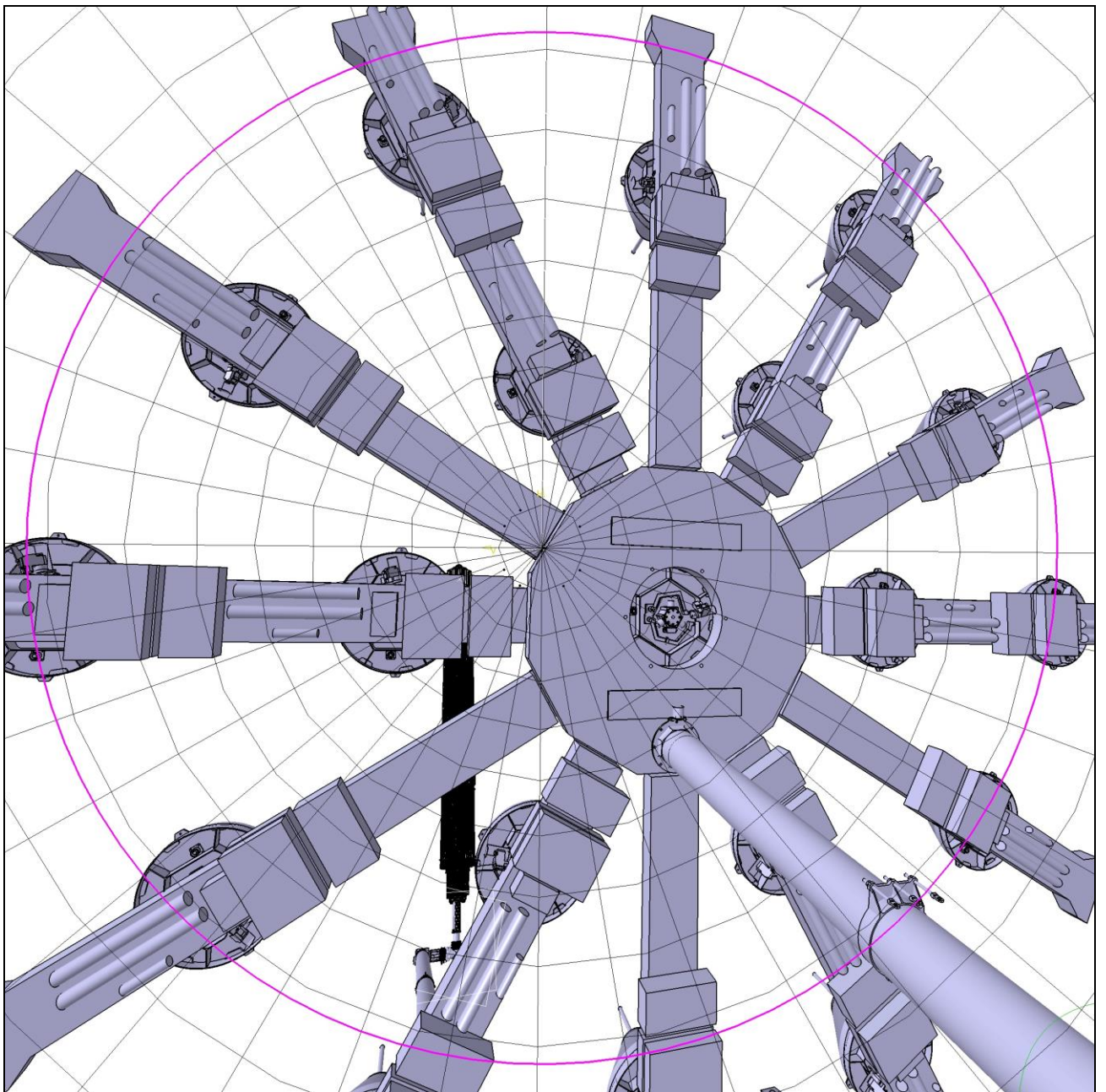


Рисунок 18 – Облучающая система Ан11 в поле зрения УП13

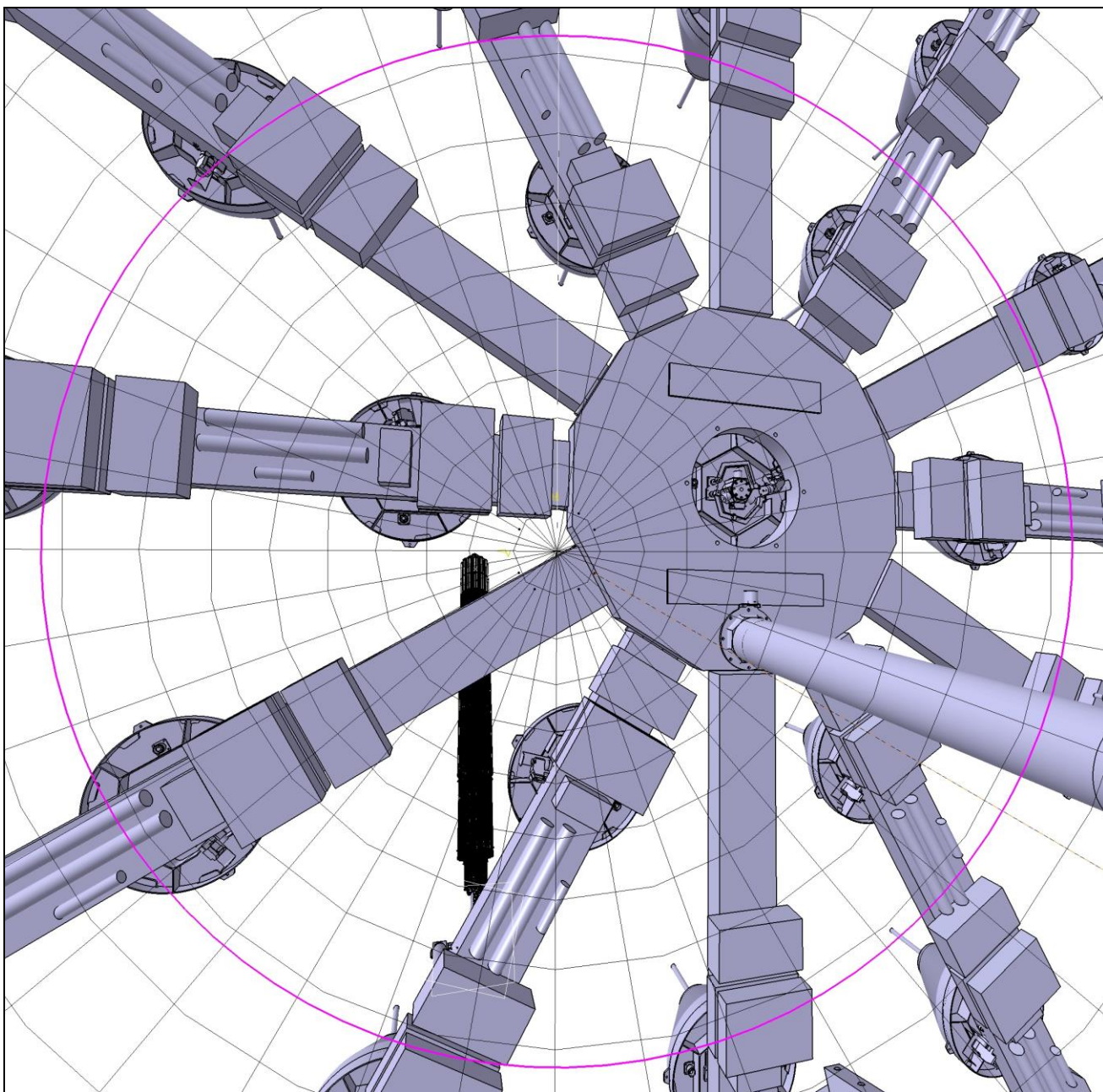


Рисунок 19 – Облучающая система Ан11 в поле зрения УП14

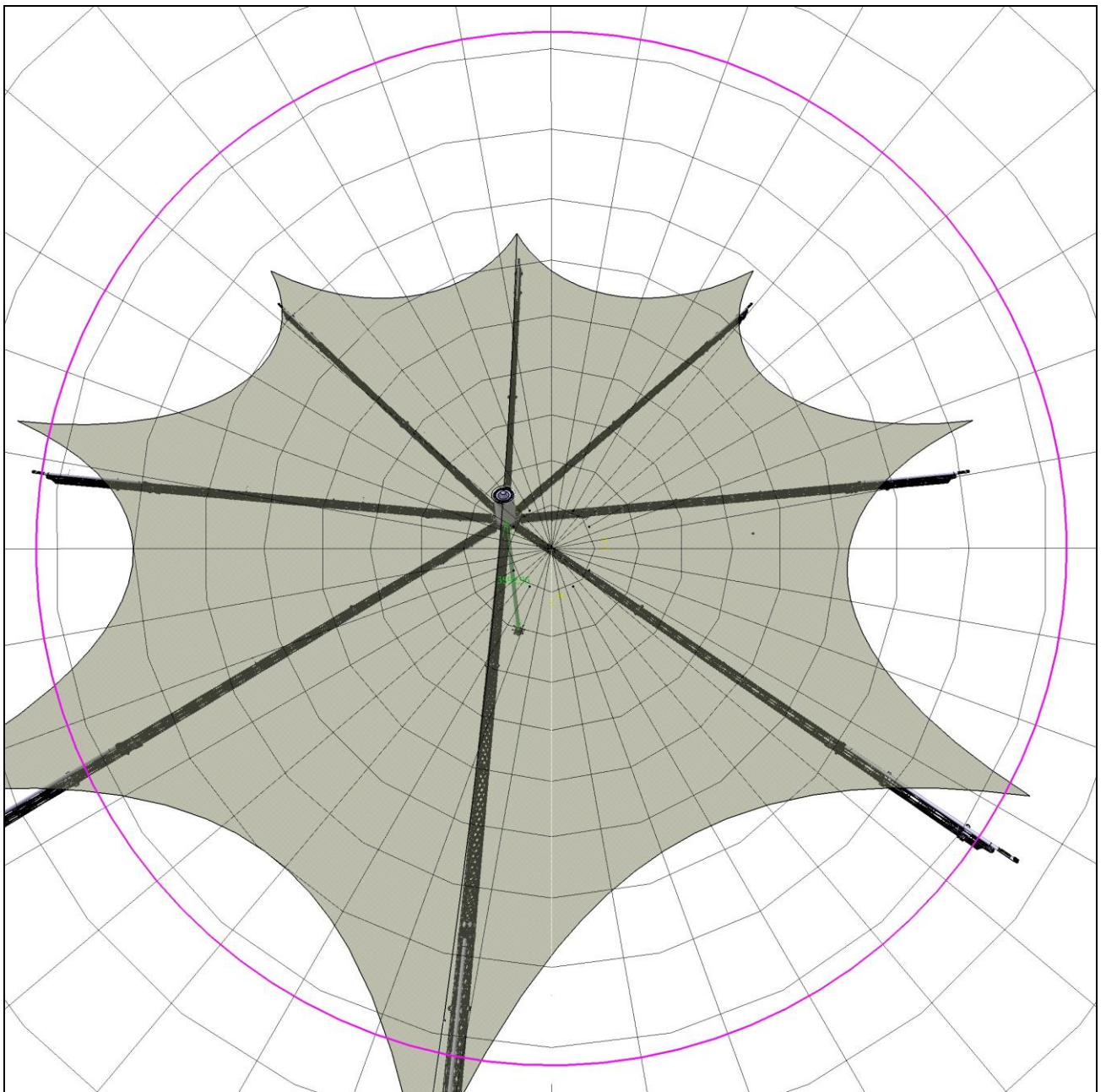


Рисунок 20 – Рефлектор Ан12 в поле зрения УП21

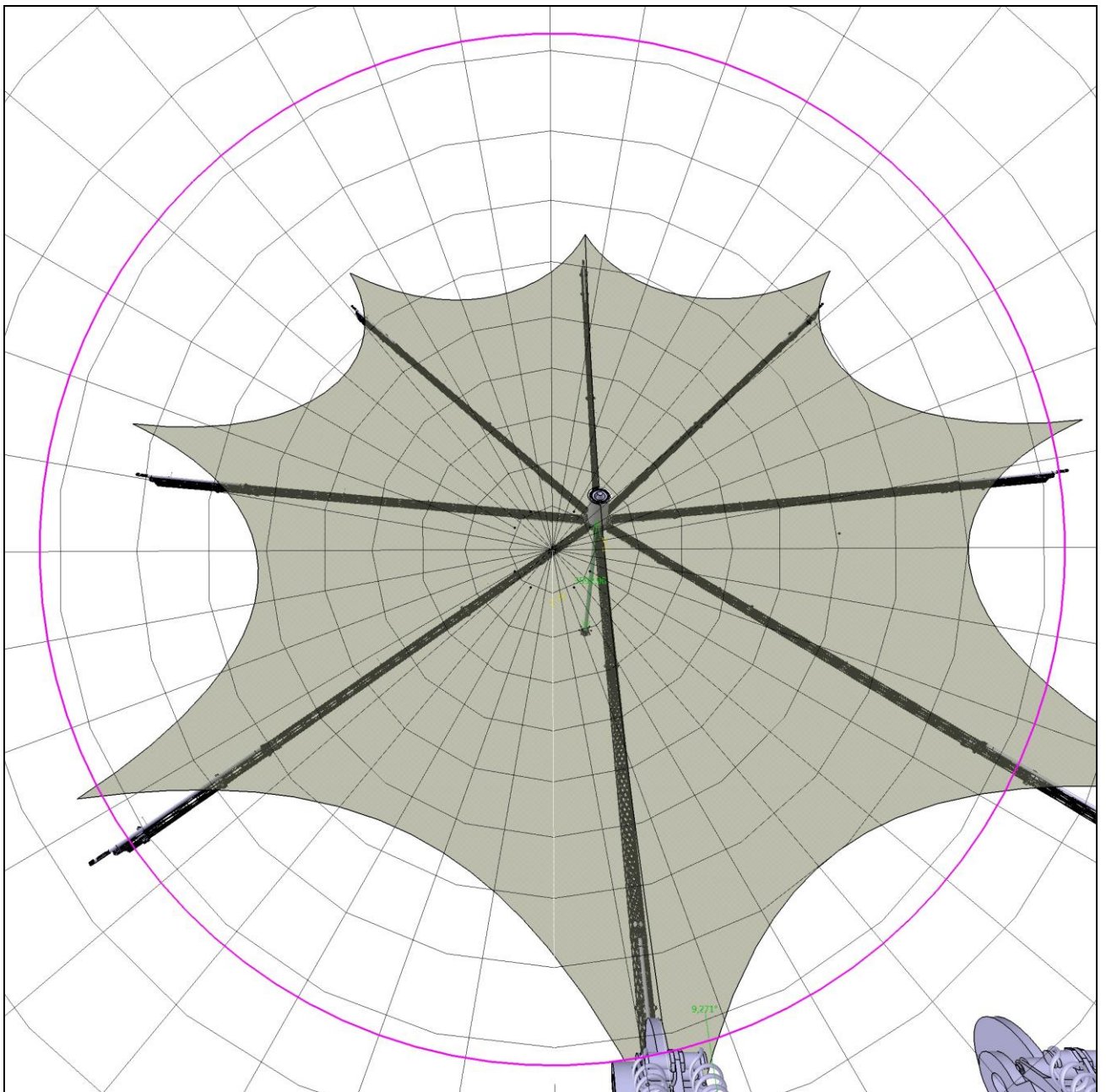


Рисунок 21 – Рефлектор Ан12 в поле зрения УП22

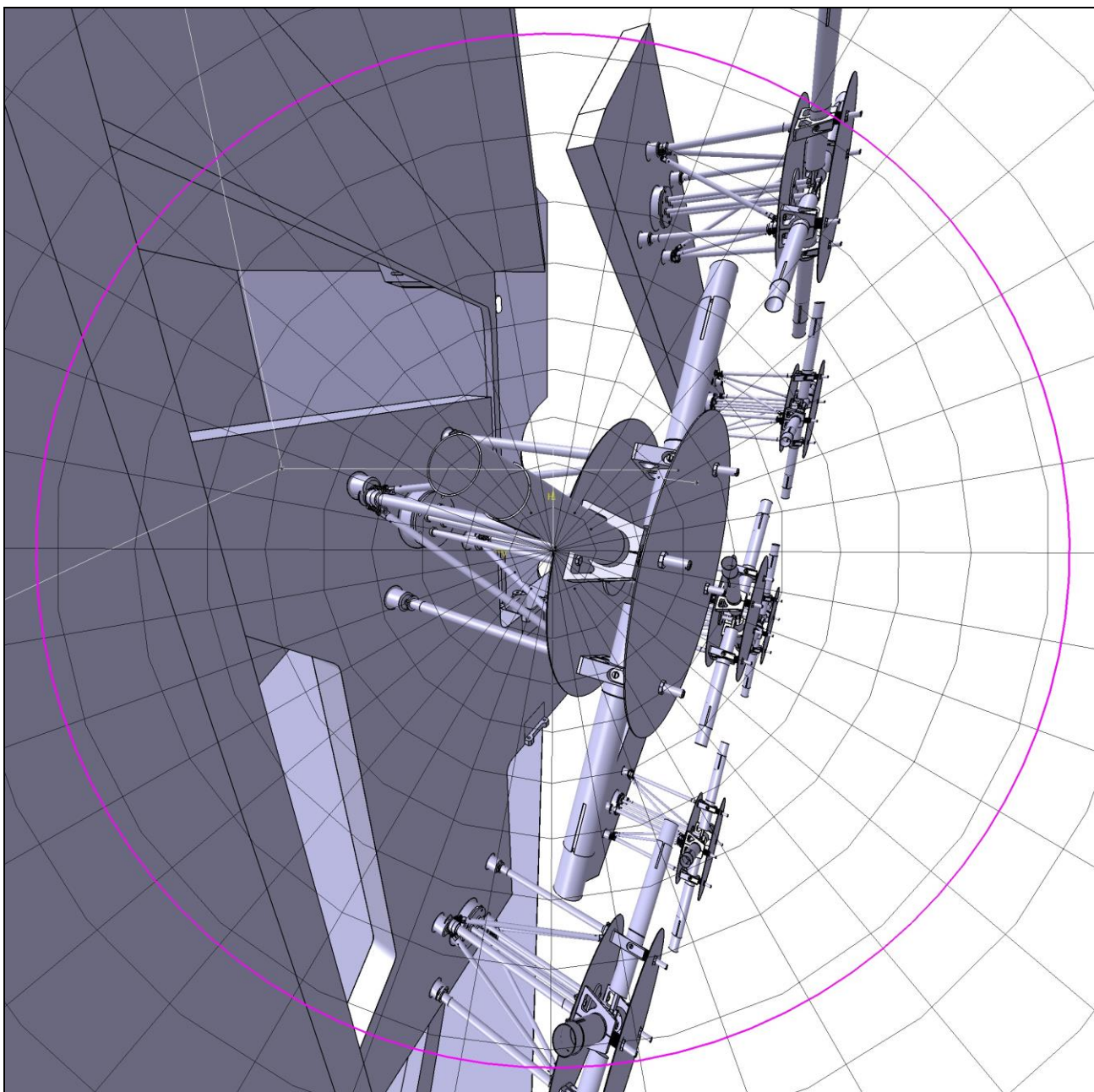


Рисунок 22 – Облучающая система Ан12 в поле зрения УП23

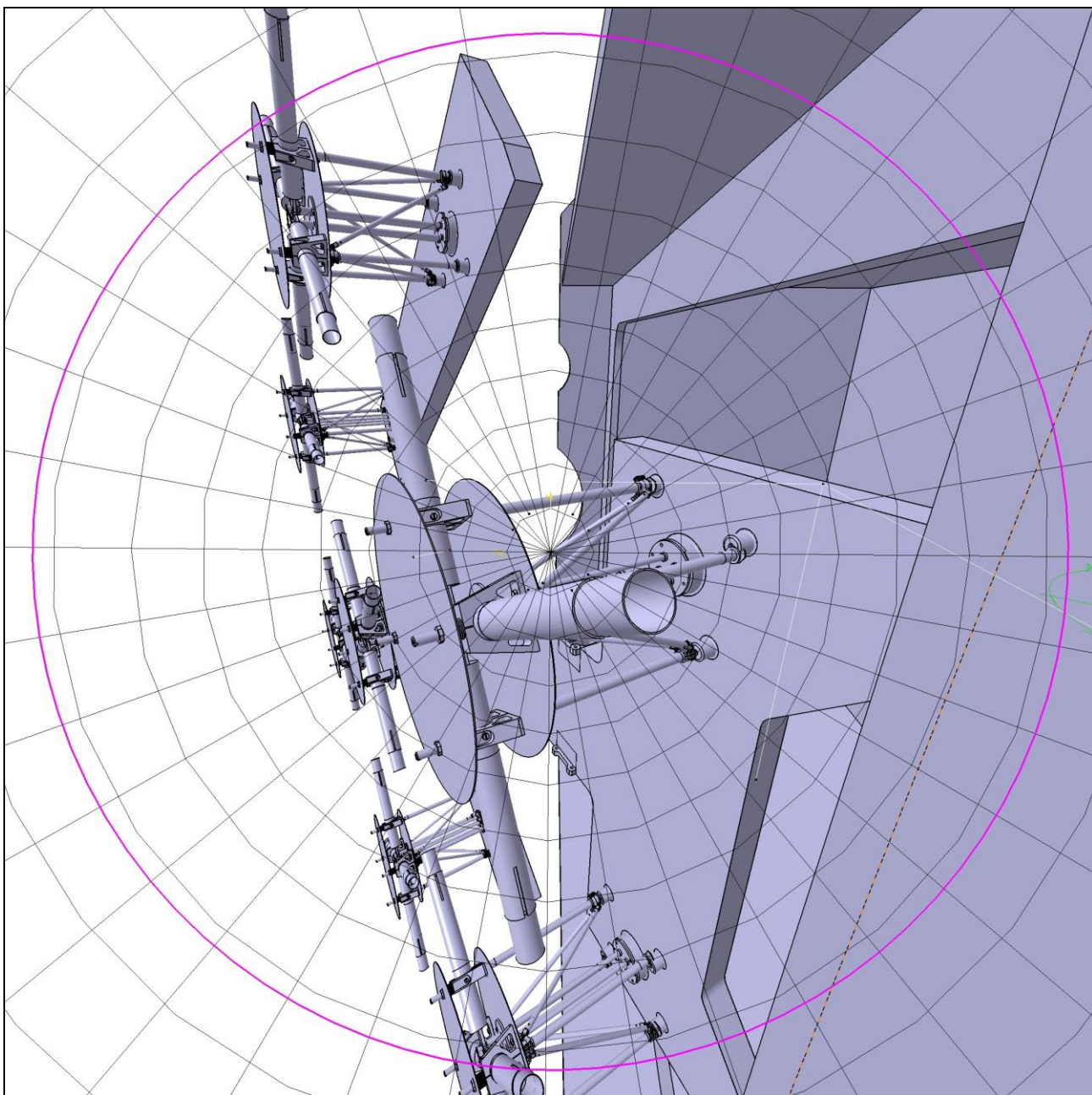


Рисунок 23 – Облучающая система Ан12 в поле зрения УП24

3.1.2 Размещение УП на корпусе КА

В состав БК КПФР входят УП со следующими обозначениями: УП11, УП12, УП13, УП14, УП21, УП22, УП23, УП24. Размещение УП на конструкции КА в соответствии с рисунками 24-26.

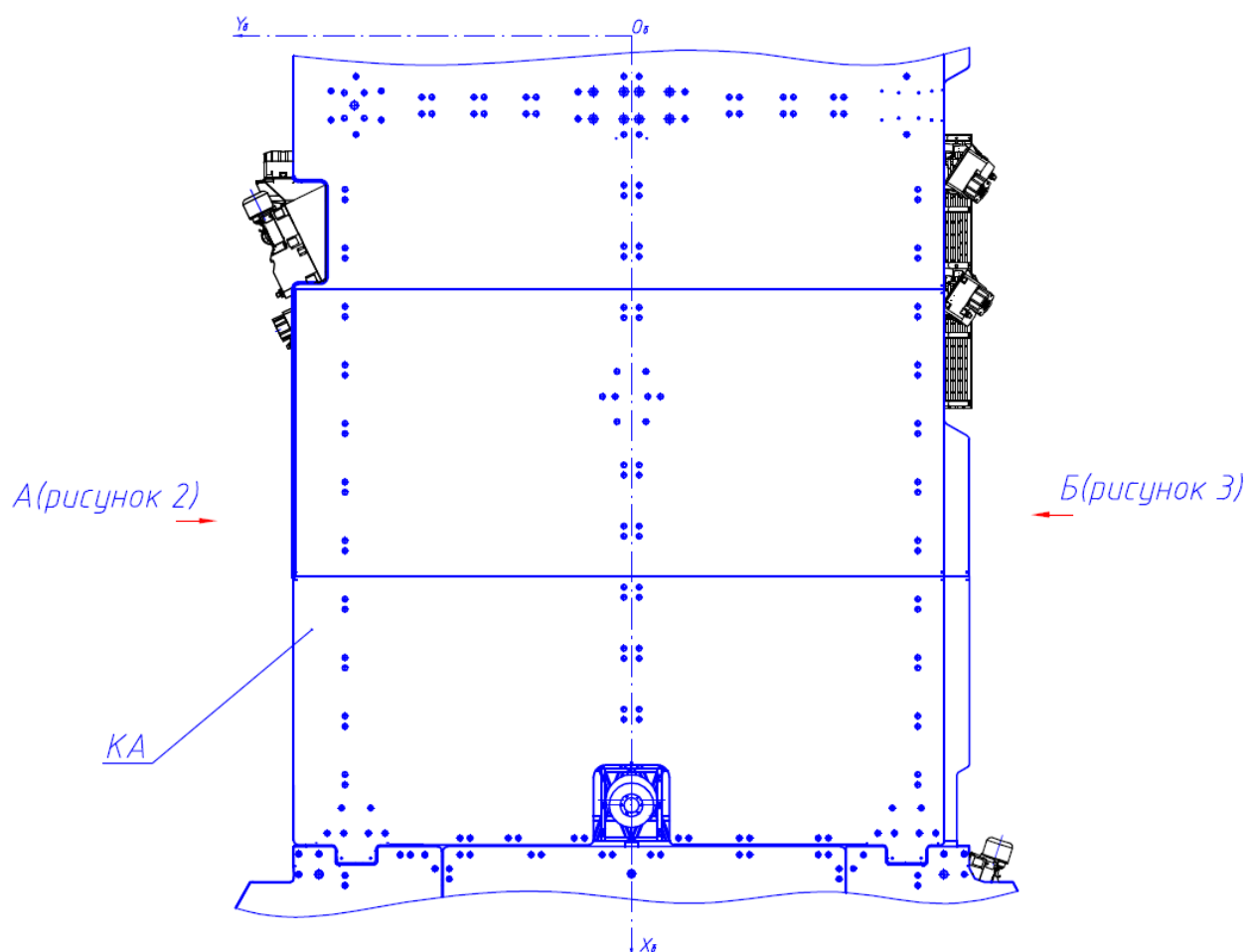


Рисунок 24 – Размещение УП на корпусе КА

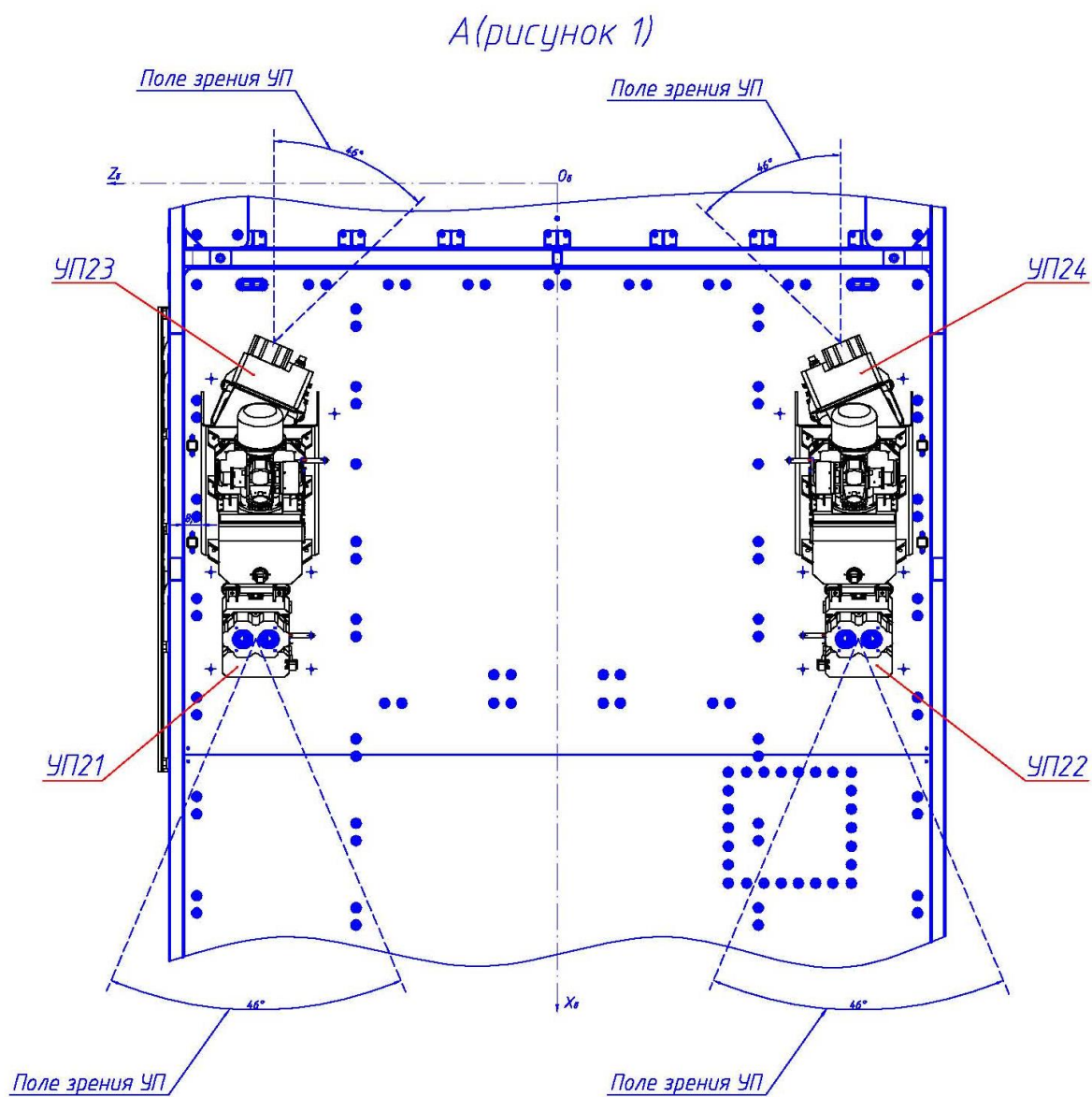


Рисунок 25 – Размещение УП на корпусе КА (Вид А)

Б(рисунок 1)

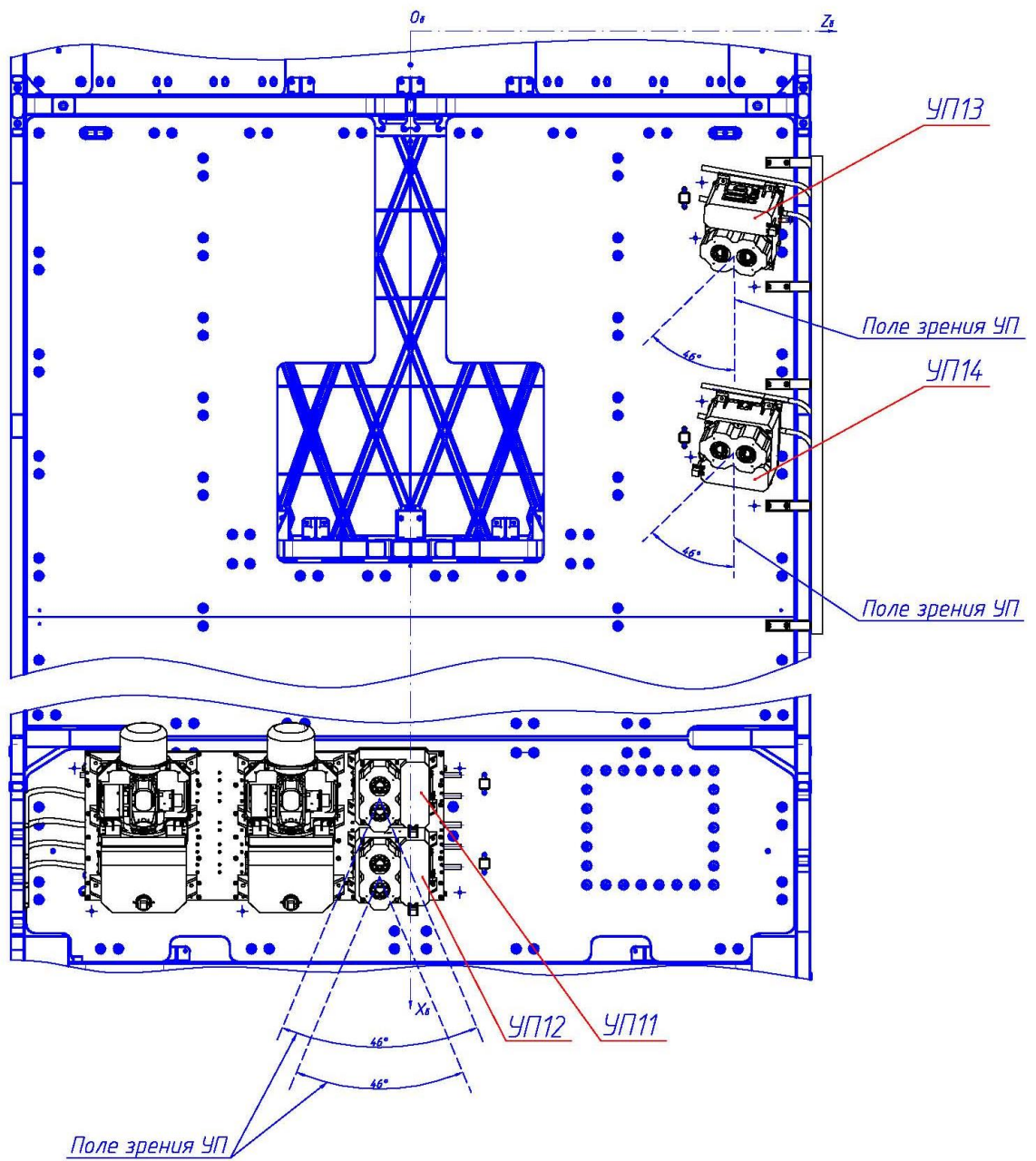


Рисунок 26 – Размещение УП на корпусе КА (Вид Б)

УП размещены на КА таким образом, чтобы просматривались КЭ, установленные на СЧ антенн Ан11 и Ан12. В таблице 2 сведена информация об объектах, расположенных в полях зрения каждого из УП. На рисунках 16-23 показаны объекты, попадающие в поля зрения УП.

Таблица 2 – Поля зрения УП

Обозначение УП	Объект в поле зрения УП	Рисунок
УП11	Рефлектор Ан11	16
УП12	Рефлектор Ан11	17
УП13	Облучающая система Ан11	18
УП14	Облучающая система Ан11	19
УП21	Рефлектор Ан12	20
УП22	Рефлектор Ан12	21
УП23	Облучающая система Ан12	22
УП24	Облучающая система Ан12	23

3.1.3 Логика работы УП при раскрытии антенн

Работа УП в режиме фотографирования предусмотрена с целью пошагового контроля и подтверждения штатного раскрытия механических устройств (МУ) антенн. Также фотографирование позволит производить более полный анализ нештатных ситуаций, происходящих при раскрытии и штатной эксплуатации объектов съемки [5].

При выборе моментов съемки и количества снимков МУ антенн учитывались следующие моменты раскрытия:

- начальные моменты поворота штанг, панелей ОС, раскрытия рефлекторов;
- конечные моменты поворота штанг, панелей ОС, раскрытия рефлекторов;
- факт фиксации в рабочем положении;
- раскрытие рефлекторов.

Все вышеперечисленные моменты являются наиболее критичными с точки зрения возникновения нештатных ситуаций, поэтому требуется фотосъемка данных моментов.

Большое количество механических устройств (МУ) и критичных моментов раскрытия антенн приводит к созданию большого количества фотоснимков. Наибольшее количество снимков заложено на фотографирование рефлекторов антенн, поскольку требуется контроль за движением спиц, оттяжек, раскрытием сетеполотна и шнурами формообразующей структуры на всех этапах раскрытия каждого из рефлекторов. Циклограмма работы УП в режиме фотографирования в соответствии с таблицей 3.

3.1.4 Предложение по количеству снимков в штатном режиме

УП в режиме фотографирования работают в штатном режиме [3] при отсутствии нештатных ситуаций, которые могут возникнуть при раскрытии МУ антенн Ан11, Ан12. В данном режиме съемка производится согласно циклограмме, представленной в таблице 3.

Съемка объектов идет на основные УП (* - основной УП). В случае отказа основного прибора, съемка ведется на резервный УП (** - резервный УП). Переключение с основного УП на резервный происходит через 60 с (уточняется по результатам разработки БК КПФР), далее съемка ведется согласно циклограммы работы УП в штатном режиме (см. таблицу 3).

Таблица 3 – Циклограмма работы УП в штатном режиме

№ этапа	Наименование этапа	УП	Кол-во снимков в с ед. УП	Момент времени съёмки		
				Кол-во снимков	Время (номинал), с	Угол, ход (номинал)
1	Начальное положение	-	-	-	-	-
2	Поворот рефлектора антенны Ан11 на 180°	УП13	2	1	180	20°
				1	360	40°
		УП14	2	1	180	20°
				1	360	40°
3	Поворот рефлектора антенны Ан12 на 180°	УП23	7	1	0	0°
				1	270	30°
				1	540	60°
				1	810	90°
				1	1080	120°
				1	1350	150°
				1	1620	180°
		УП24	7	1	0	0°
				1	270	30°
				1	540	60°
				1	810	90°
				1	1080	120°
				1	1350	150°
				1	1620	180°

Продолжение таблицы 3

4	Поворот штанги с ре- флектором антенны Ан11 на 158°	УП13	3	1	0	0°
				1	10	6°
				1	264	158°
		УП14	3	1	0	0°
				1	10	6°
				1	264	158°
	Поворот штанги с ре- флектором антенны Ан12 на 176°	УП21	3	-	0	0°
				1	159	106°
				-	294	176°
		УП22	3	1	0	0°
				1	10	6,7°
				1	159	106°
				-	294	176°
5	Поворот ре- флектора ан- тенны Ан11 относительно 1й оси на 87°	УП13	3	-	0	0°
				1	280	29°
				1	560	58°
				1	770	80°
		УП14	3	-	0	0°
				1	280	29°
				1	560	58°
				1	770	80°
	Поворот рефлек- тора антенны Ан11 относи- тельно 2й оси на 15°	УП11	1	1	240	15°
		УП12	1	1	240	15°

Продолжение таблицы 3

6	Поворот ре-ффлектора антенны Ан12 относительно 1й оси на 105°	УП21	3	-	0	0°
				1	424,5	45°
				1	707,5	75°
				1	920	97,6°
		УП22	3	-	0	0°
				1	424,5	45°
				1	707,5	75°
				1	920	97,6°
	Поворот ре-ффлектора антенны Ан12 относительно 2й оси на 22,5°	УП21	1	1	270	22,5°
		УП22	1	1	270	22,5°
7	Поворот СО антенны Ан12 в рабочее положение на угол 60°	УП23	1	1	0	0°
				-	1	60°
		УП24	1	1	0	0°
				-	1	60°
	Поворот панелей СО антенны Ан12 в рабочее положение	УП23	1	1	1	30°
				1	1	30°
		УП24	1	1	1	30°
				1	1	30°
	Поворот СО антенны Ан11 в рабочее положение на угол 127°	УП13	2	-	0	0°
				1	125	75,6°
				1	210	127°

Продолжение таблицы 3

		УП14	2	-	0	0°
				1	125	75,6°
				1	210	127°
8	Поворот спиц СО антенны Ан11 в рабо- чее положе- ние. Раскры- тие излучате- лей СО Ан11	УП13	2	-	0	0°
				1	10	6°
				1	150	90°
		УП14	2	-	0	0°
				1	10	6°
				1	150	90°
9	Раскрытие рефлектора антенны Ан11 в рабочее по- ложение	УП11	23	-	0	0 мм
				1	314,3	152 мм
				1	628,6	304 мм
				1	942,9	456 мм
				1	1257,2	609 мм
				1	1571,5	761 мм
				1	1885,8	913 мм
				1	2200,1	1065 мм
				1	2514,4	1217 мм
				1	2828,7	1369 мм
				1	3143	1522 мм
				1	3457,3	1674 мм
				1	3771,6	1826 мм
				1	4085,9	1978 мм
				1	4400	2130 мм

Продолжение таблицы 3

				1	4714,5	2282 мм	
				1	5028,8	2434 мм	
				1	5343,1	2587 мм	
				1	5657,4	2739 мм	
				1	5971,7	2891 мм	
				1	6286	3043 мм	
				1	6600,3	3195 мм	
				1	6914,6	3347 мм	
				1	7230	3500 мм	
		УП12	23	-	0	0 мм	
				1	314,3	152 мм	
				1	628,6	304 мм	
				1	942,9	456 мм	
				1	1257,2	609 мм	
				1	1571,5	761 мм	
				1	1885,8	913 мм	
				1	2200,1	1065 мм	
				1	2514,4	1217 мм	
				1	2828,7	1369 мм	
				1	3143	1522 мм	
				1	3457,3	1674 мм	
				1	3771,6	1826 мм	
				1	4085,9	1978 мм	
				1	4400	2130 мм	

Продолжение таблицы 3

				1	4714,5	2282 мм
				1	5028,8	2434 мм
				1	5343,1	2587 мм
				1	5657,4	2739 мм
				1	5971,7	2891 мм
				1	6286	3043 мм
				1	6600,3	3195 мм
				1	6914,6	3347 мм
				1	7230	3500 мм
9	Раскрытие рефлектора антенны Ан12 в рабочее по- ложение	УП21	17	-	0	0 мм
				1	425,3	206 мм
				1	850,6	412 мм
				1	1275,9	618 мм
				1	1701,2	824 мм
				1	2126,5	1029 мм
				1	2551,8	1235 мм
				1	2977,1	1441 мм
				1	3402,4	1647 мм
				1	3827,7	1853 мм
				1	4253	2059 мм
				1	4678,3	2265 мм
				1	5103,6	2471 мм
				1	5528,9	2677 мм
				1	5954,2	2882 мм
				1	6379,5	3088 мм

Продолжение таблицы 3

				1	6804,8	3294 мм
				1	7230	3500 мм
		УП22	17			
				-	0	0 мм
				1	425,3	206 мм
				1	850,6	412 мм
				1	1275,9	618 мм
				1	1701,2	824 мм
				1	2126,5	1029 мм
				1	2551,8	1235 мм
				1	2977,1	1441 мм
				1	3402,4	1647 мм
				1	3827,7	1853 мм
				1	4253	2059 мм
				1	4678,3	2265 мм
				1	5103,6	2471 мм
				1	5528,9	2677 мм
				1	5954,2	2882 мм
				1	6379,5	3088 мм
				1	6804,8	3294 мм
				1	7230	3500 мм

Окончание таблицы 3

Всего снимков на каждом УП:	УП11	24	Всего снимков со всех УП:	136
	УП12	24		
	УП13	12		
	УП14	12		
	УП21	22		
	УП22	24		
	УП23	9		
	УП24	9		

На основании представленной информации формулируется требование к УП:

- объём памяти – хранение не менее 24 снимка;
- общее количество снимков – 136.

3.2 Очередность передачи фотоснимков в штатном режиме

Передача 136 фотоснимков на Землю осуществляется в два этапа:

1. Для подтверждения факта раскрытия СЧ антенн передаются последних сделанных 4 снимка с основных приборов УП. Приоритет передачи снимков на Землю: высокий.

2. Передаются оставшиеся снимки СЧ антенн с основных УП. Приоритет передачи снимков на Землю - низкий.

3.3 Штатный режим

При орбитальной эксплуатации антенн в течении срока функционирования КА предполагается проводить фотосъемку элементов конструкции с заданной периодичностью. Качество фотоснимков максимальное. Периодичность съемки в течение всего САС в соответствии с таблицей 4.

Таблица 4 – Периодичность съемки СЧ антенн в течение САС

Обозначение прибора	Объект в поле зрения прибора	Периодичность съемки
УП11	Рефлектор Ан11	1 снимок 1 раз в неделю
УП12		
УП13	Облучающая система Ан11	1 снимок 1 раз в месяц
УП14		
УП21	Рефлектор Ан12	1 снимок 1 раз в неделю
УП22		
УП23	Облучающая система Ан12	1 снимок 1 раз в месяц
УП24		

3.4 Нештатный режим

В случае выявленной по сигналам телеметрии нештатной ситуации при раскрытии СЧ антенны, необходима передача фотоснимков на Землю для оценки причин и принятия дальнейших решений. Качество передаваемых фотоснимков на Землю - максимальное.

Логика работы по подготовке и передачи фотоснимков следующая:

- 1 Зафиксировать момент времени получения сигнала о нештатной ситуации;
- 2 Выполнить один снимок положения СЧ антенны после остановки раскрытия в режиме реального времени;
- 3 Выполнить передачу на Землю снимка положения СЧ антенны после остановки раскрытия (приоритет передачи высокий);
- 4 В случае необходимости произвести передачу фотоснимков (всех или выборочно) с момента начала раскрытия МУ до момента остановки (приоритет передачи высокий).
- 5 В случае невозможности произвести съемку и передачу снимка в режиме реального времени, выполняется передача последнего снимка до момента остановки раскрытия МУ.

4 Схема организации передачи информации

4.1 Исходные данные

Общее количество фотоснимков 136 шт.

Исходный размер одного фотоснимка хранящегося в памяти УП – 2 Мбайта.

4.2 Интерфейсы передачи информации

Исходя из архитектуры информационного взаимодействия, передача фотоснимков возможна по следующим интерфейсам с обязательным использованием Space Wire [4]:

Вариант 1 – БК КПФР – *МКО/SW* – БЦВК – *SW* – БАТС – *RS* – КИС/КИС-Т);

Вариант 2 – БК КПФР – *МКО/SW* – БЦВК – *SW* – КИС-Т;

Вариант 3 - БК КПФР – *SW* – КИС-Т;

Вариант 4 - БК КПФР – *МКО/SW* – БЦВК – *МКО* – БРТК.

Возможные варианты передачи фотоснимков с БК КПФР приведены на рисунке 27.

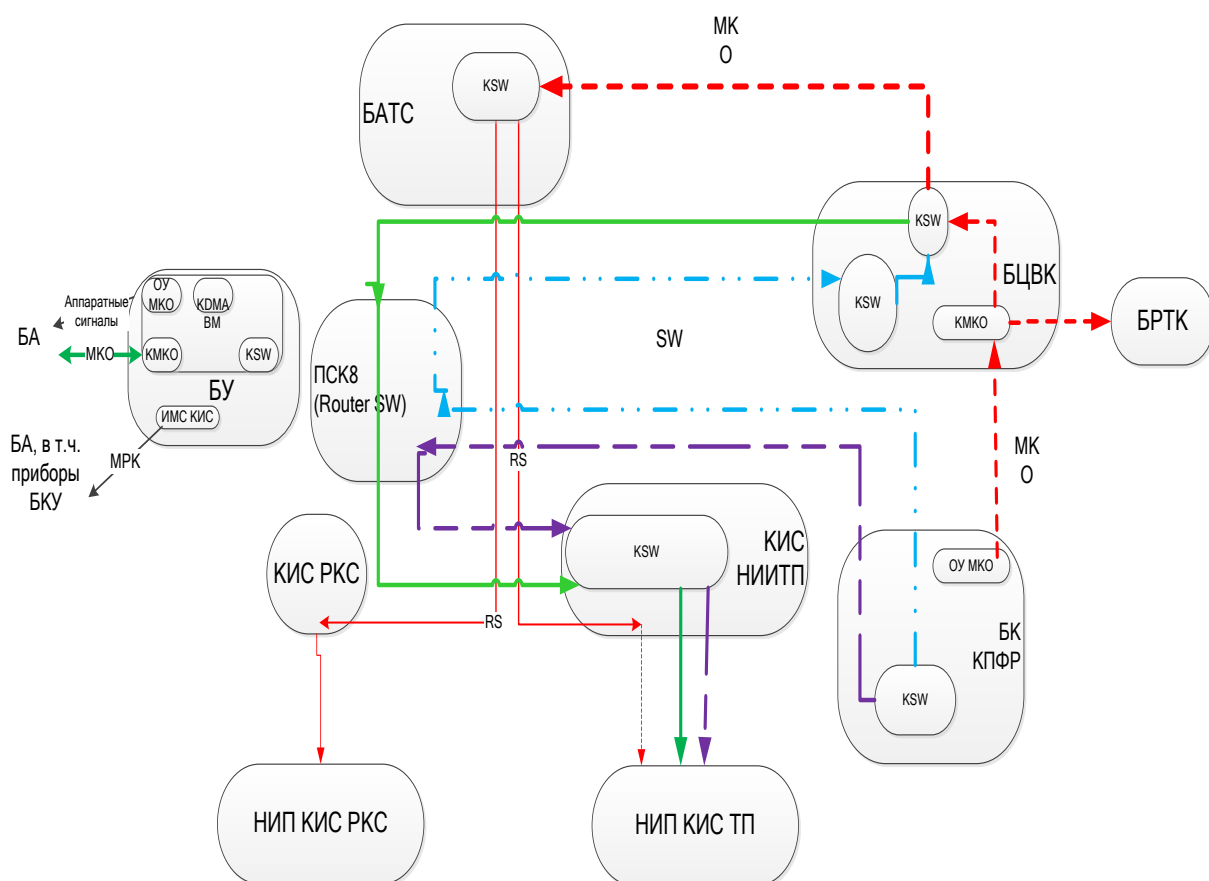


Рисунок 27 – Возможные интерфейсы передачи фотоснимков БК КПФР

4.2.1 Передача с задействованием ресурса БЦВК (вариант 1 и 2)

Исходя из имеющегося общего ресурса ОЗУ возможно выделить под хранение фотоснимка объем памяти ОЗУ в объеме 5 Кбайт. Исходя из процедуры передачи информации в форматах НП, ОЗУ КИС (КИС РКС и КИС НИИ ТП) используемое для передачи ТМ-информации имеет объем 512 байт. Следовательно, заявленный объем информации в 2 Мбайта будет передаваться «кусками» и «сшиваться» на Земле.

Передача одного кадра ТМИ (512 байт) БА КИС (КИС-Т) на Землю осуществляется за время:

- в режиме НП1 - 0,55с;
- в режиме НП3 - 0,1375с.

Информация по раскрытию конструкций антенн Ан11 и Ан12 может передаваться на НКУ в формате «НП-ИЗМЕРЕНИЕ БК КПФР» или «НП-ОТЧЕТ», или в ОКНЕ программной вставки формата «НП-ШТАТНЫЙ»:

а) в «НП-ОТЧЕТ» информация передается вместо программной вставки КА объемом около 350 байт в одном псевдокадре. За 1,1 секунду в режиме НП1 будет передано 700 байт информации (объемом 2 программных вставки за 2 кадра), в режиме НП3 за 1,1 секунду – 2800 байт.

Один снимок в 2 Мбайта передается за 50 минут в НП1, за 13 минут в НП3. В течение этого времени будет передаваться только наиболее важная программная телеметрия о состоянии систем КА.

б) в «НП-ШТАТНЫЙ» в ОКНЕ программной вставки информация передается совместно с программной телеметрией в выделенном «окне». Объем «окна» определяется минимальным резервом – 10-20 байт. Данный вариант не рассматривается из-за минимального объема единовременно передаваемой информации.

в) в «НП-ИЗМЕРЕНИЕ БК КПФР» проблема увеличения объема передачи информации по визуальному контролю раскрытия механических устройств решается выделением под передачу снимка около 500 байт за счет уменьшения аппаратной и программной ТМИ.

За 1 секунду в режиме НП1 будет передано около 1000 байт (в режиме НП3 более 4000 байт) информации. Время передачи одного снимка в режиме НП1 около 30 минут (в режиме НП3 около 8 минут) при этом будет передаваться только наиболее важная программная и аппаратная телеметрия.

При передаче с задействованием ресурса БЦВК информация передается в БЦВК по МКО или по *SW* согласно соответствующим протоколам обмена с БЦВК. Время передачи в БЦВК ограничивается соответствующим протоколом обмена, приоритетностью выполняемой задачи. Кроме того, в БЦВК необходим резерв ОЗУ для сбора информации. Информация из БЦВК в БАТС и далее в КИС передается с участием ПО БКУ так же согласно соответствующим протоколам обмена в одном из выбранных по команде форма-

тов. Время сброса на Землю ограничивается выбранной скоростью передачи ТМИ (НП1 или НП3) и объемом информации выбранного формата.

Приемлемым вариантом передачи фотоснимков является режим передачи «НП-Отчет», так как в «НП-Измерение БК КПФР» в течение 30 мин (НП1) и в течении 8 мин (НП3) будет отсутствовать аппаратная и программная ТМИ, а скорость передачи на НКУ увеличится несущественно.

4.2.2 Передача информации по линиям связи БК КПФР–SW–КИС-Т (вариант 3)

В режиме обмена по SW в КИС-Т может передаваться только информация по визуальному контролю раскрытия конструкций антенн Ан11 и Ан12. Данный вариант является неприемлемым в связи со сложностью организации обменов между БК КПФР и КИС-Т, отсутствия опыта использования такого способа для передачи информации с бортовой аппаратуры на Землю.

4.2.3 Передача информации по линиям связи БК КПФР – МКО \ SW – БЦВК – МКО – БРТК (вариант 4)

Основной функцией БРТК является ретрансляция сигналов, принимаемых с наземных абонентов.

В БРТК имеется один канал, по которому возможна передача фотоснимков – это канал КУ-2, предназначенный для передачи ТМ информации БРТК. Скорость передачи информации по данному каналу сопоставима со скоростью передачи через КИС в режиме НП2, и составляет 1,2 кбит/с. Данной скорости недостаточно для того чтобы передать фотоснимки за требуемое время.

На основании вышеизложенного, использование рассматриваемого варианта для передачи фотоснимков является неприемлемым.

Из перечисленных выше вариантов наиболее подходящий для работы интерфейса передачи информации будет являться 1 и 2 вариант.

4.3 Организация режима передачи информации

Вариант 1 – Передача информации по команде НКУ.

БК КПФР согласно протоколу информационного обмена УП и БЦВК организует передачу информации в БЦВК по выбранному ранее интерфейсу по Space Wire.

Информация с БК КПФР помещается в выделенное поле ОЗУ БЦВК.

Для организации съема информации по команде с НКУ выбирается скорость передачи ТМИ (режим НП1\НП3), по команде с НКУ выбирается формат НП ТМИ (НП-ОТЧЕТ), выдается команда на выбор отчетной информации БК КПФР. Организацию по передаче второй и последующих порций информации можно организовывать от ПО БК КПФР до отмены с НКУ.

Передача из БЦВК на НКУ осуществляется через БАТС в КИС объемом по 512 байт (для передачи отчета выделено 350 байт).

Вариант 2 – Передача информации с БЦВК через КИС-Т.

БК КПФР согласно протоколу информационного обмена УП и БЦВК организует передачу информации в БЦВК по выбранному ранее интерфейсу (по МКО или по SW).

Информация с БК КПФР помещается в выделенное поле ОЗУ БЦВК.

Для организации съема информации с БЦВК через КИС-Т по команде с НКУ выбирается скорость передачи ТМИ (режим НП1\НП3), по команде с НКУ выбирается формат передачи ТМИ – аналог НП-ОТЧЕТ, выдается команда на выбор отчетной информации БК КПФР, выдается команда в КИС-Т на работу по сети SW.

По команде выбора работы КИС по сети SW КИС-Т формирует сигнал «ПРЕРЫВАНИЕ1» в БЦВК для организации передачи информации с БЦВК в КИС-Т. Размер передаваемой информации -512 байт.

Выдачу сигнала «ПРЕРЫВАНИЕ1» КИС-Т организует автоматически с периодом, заданным командой выбора скорости передачи ТМИ (режим НП1 – 0,553 с\ НП3 – 0,1375 с).

Вариант 3 – Передача информации напрямую в КИС.

БК КПФР согласно протоколу информационно-логической стыковки УП и КИС-Т организует передачу информации в КИС-Т. Размер передаваемой информации - 512 байт.

Особенностью данного варианта передачи информации из БК КПФР в КИС-Т является организация передачи информации с каждого УП напрямую в КИС.

Возможно организовать вариант передачи информации (необходимо ввести дополнительный сигнал прерывания в протокол по КИС-Т): предварительно по команде с НКУ выбирается скорость передачи ТМИ (режим НП1\НП3), выдается команда в КИС-Т, по которой формируется сигнал прерывания «ПРЕРЫВАНИЕ БК КПФР» по интерфейсу SW в БК КПФР.

Выдачу сигнала «ПРЕРЫВАНИЕ БК КПФР» КИС-Т организует автоматически с периодом, заданным командой выбора скорости передачи ТМИ (режим НП1 – 0,553 с\ НП3 – 0,1375 с) до выдачи с НКУ отбойной команды. БК КПФР по сигналу «ПРЕРЫВАНИЕ БК КПФР» организует передачу необходимой информации в КИС-Т.

Из перечисленных выше вариантов наиболее удобный и менее энергозатратным режимом для передачи информации является вариант 3.

4.4 Оценка вариантов размеров передаваемого фотоснимка

Для автоматизации логики выдачи команд с НКУ в командном программном обеспечении (КПО) реализована возможность автоматизированной выдачи неограниченного числа команд, последовательность которых заранее описана в процедуре управления на языке специализированного формата, и может выполняться в ручном, пошаговом и автоматизированном режиме в

ходе сеанса управления. КПО имеет информационные связи с информационно-телеметрическим обеспечением (ИТО), что позволяет реализовать в КПО циклограммы с проверками ТМИ параметров, а также фиксацией факта полной передачи отчетной ТМИ в ЦУП.

Дальнейшие расчеты приведены для времени между командами равным 10 сек., что обеспечивается при запуске циклограммы на КПО. Время передачи фотоснимков определяется по формуле 1:

$$t = (t_{\text{командМКО}} + t_{\text{КУприбора}} + t_{\text{запросМКО}} \cdot N_{\text{обм}}) \cdot N_{\text{фрагм}} = (1 + 20 + 1 \cdot 8) \cdot 10 = 290 \text{ мс} \quad (1)$$

где: $t_{\text{командМКО}}$ – время прохождения команды управления по МКО на УП;

$t_{\text{КУприбора}}$ – время, необходимое УП для подготовки фрагмента фотоснимка к передаче после получения им команды на подготовку фрагмента;

$t_{\text{запросМКО}}$ – время выполнения запроса по МКО (64 байта) от УП в БЦВК;

$N_{\text{обм}}$ – количество запросов по МКО, выполняемых для получения фрагмента фотоснимка;

$N_{\text{фрагм}}$ – количество фрагментов в блоке (размер фрагмента фотоснимка=512байт) в одном блоке фотоснимка (размер блока 5 Кб).

Вариант 1.

Передается несжатый фотоснимок (2 Мбайт). Количество блоков по 5 Кбайт равно 410.

При режиме управления передачей фотоснимка по командам с НКУ общее количество выдач команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 416. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом того, что 70% отчетов передается достоверными за один цикл передачи, 25% отчетов передается достоверными за два цикла передачи, 5% отчетов передается достоверными за три цикла передачи и времени между командами – 10 сек:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 21 + 8 \cdot 2 \cdot 102 + 8 \cdot 287 + 10 \cdot 416) / 60 = 143.2 \text{ мин. в НП1};$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 21 + 2 \cdot 2 \cdot 102 + 2 \cdot 287 + 10 \cdot 416) / 60 = 87.8 \text{ мин. в НПЗ.}$$

При режиме управления передачей фотоснимка по командам от БПО общее количество выдачи команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 7. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом трехкратного повторения каждого отчета и времени между командами – 10 сек.:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 410 + 10 \cdot 7) / 60 = 165 \text{ мин. в НП1;}$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 410 + 10 \cdot 7) / 60 = 42 \text{ мин в НПЗ.}$$

Вариант 2.

Передается сжатый фотоснимок без потерь (800 Кбайт). Количество блоков по 5 Кбайт равно 160.

При режиме управления передачей фотоснимка по командам с НКУ общее количество выдач команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 166. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом того, что 70% отчетов передается достоверными за один цикл передачи, 25% отчетов передается достоверными за два цикла передачи, 5% отчетов передается достоверными за три цикла передачи и времени между командами – 10 сек:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 8 + 8 \cdot 2 \cdot 40 + 8 \cdot 112 + 10 \cdot 166) / 60 = 56.5 \text{ мин в НП1;}$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 8 + 2 \cdot 2 \cdot 40 + 2 \cdot 112 + 10 \cdot 166) / 60 = 34.8 \text{ мин в НПЗ.}$$

При режиме управления передачей фотоснимка по командам от БПО общее количество выдачи команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 7. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом трехкратного повторения каждого отчета и времени между командами – 10 сек.:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 160 + 10 \cdot 7) / 60 = 65 \text{ мин в НП1;}$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 160 + 10 \cdot 7) / 60 = 17 \text{ мин в НПЗ.}$$

Вариант 3.

Передается сжатый фотоснимок с 75 % качества (200 Кбайт). Количество блоков по 5 Кбайт равно 40.

При режиме управления передачей фотоснимка по командам с НКУ общее количество выдач команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 46. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом того, что 70% отчетов передается достоверными за один цикл передачи, 25% отчетов передается достоверными за два цикла передачи, 5% отчетов передается достоверными за три цикла передачи и времени между командами – 10 сек:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 28 + 8 \cdot 2 \cdot 10 + 8 \cdot 2 + 10 \cdot 46) / 60 = 21.8 \text{ мин в НП1};$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 28 + 2 \cdot 2 \cdot 10 + 2 \cdot 2 + 10 \cdot 46) / 60 = 11.2 \text{ мин в НП3}.$$

При режиме управления передачей фотоснимка по командам от БПО общее количество выдачи команд с НКУ для передачи 1-го фотоснимка равно 7. Полное время передачи 1-го фотоснимка с учетом трехкратного повторения каждого отчета и времени между командами – 10 сек.:

$$t = (8 \cdot 3 \cdot 40 + 10 \cdot 7) / 60 = 17 \text{ мин в НП1};$$

$$t = (2 \cdot 3 \cdot 40 + 10 \cdot 7) / 60 = 5 \text{ мин в НП3}.$$

Перед передачей в БЦВК фотоснимок предварительно подготавливается к передаче: сжимается и разделяется на фрагменты. Сжатие и разделение фотоснимка производит УП по команде с Земли. Размер сжатого фотоснимка и количество фрагментов сжатого фотоснимка УП передает в БЦВК после окончания процедуры подготовки фотоснимка к передаче.

В приборе реализован алгоритм сжатия фотоснимков Jpeg LS. Сжатие возможно без потери качества, а также с коэффициентами качества: 75%, 50%, 25% (см. табл. 3). Коэффициент качества показывает отношение коли-

чества пикселей до сжатия к количеству пикселей после сжатия, приходящихся на один объект, изображенный на фотоснимке.

Таблица 5 – Размер сжатого фотоснимка

	Исходный, несжатый ф/с	Сжатие без потерь каче- ства	Коэффициент качества		
			75%	50%	25%
Размер фото- снимка*, кб	2048	800	200	40	10
Примечание * – Размеры являются ориентировочными и зависят от картинки, изображенной на фотоснимке.					

4.5 Оценка реализуемости требований по передачи фотоснимков

Для оценки примем, что сеанс связи длится 4 часа один раз в 12 часов.

Требования:

- 1) Штатное раскрытие РЭК МПН: передача 4 ф/с за 1 сутки.

Таблица 6 –Время передачи 4 фотоснимков в режиме передачи телеметрии НП1

Режим управления переда- чей ф/с	Сжатие ф/с	Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
		общее время, час	с учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
	РНКУ	9.55	1.5	3.77	0.5	1.45	0.5
	РБПО	11	1.5	4.33	1	1.13	0.5

Таблица 7 – Время передачи 4 фотоснимков в режиме передачи телеметрии НП3

Режим управления переда- чей ф/с	Сжатие ф/с	Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
		Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
	РНКУ	5.85	1	2.32	0.5	0.75	0.5
	РБПО	2.8	0.5	1.13	0.5	0.33	0.5

2) Нештатное раскрытие РЭК МПН: 30 фотоснимков за 3 суток.

Таблица 8 – Время передачи 30 фотоснимков в режиме передачи телеметрии
НП1

Режим управления переда- чей ф/с	Сжатие ф/с		Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
РНКУ	71.6	9	28.25	4	10.9	1.5		
РБПО	82.5	10.5	32.5	4.5	8.5	1.5		

Таблица 9 – Время передачи 30 фотоснимков в режиме передачи телеметрии
НП3

Режим управления переда- чей ф/с	Сжатие ф/с		Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
РНКУ	43.9	5.5	17.4	2.5	5.6	1		
РБПО	21	3	8.5	1.5	2.5	0.5		

3) Все фотоснимки, созданные в процессе раскрытия РЭК МПН: 136 фотоснимков за 60 дней.

Таблица 10 – Время передачи 136 фотоснимков в режиме передачи телеметрии
НП1

Режим управления переда- чей ф/с	Сжатие ф/с		Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
РНКУ	324.59	41	128.07	16.5	49.41	6.5		
РБПО	374	47	147.33	18.5	38.53	5		

Таблица 11 – Время передачи 136 фотоснимков в режиме передачи телеметрии НПЗ

Режим управления передачей ф/с	Сжатие ф/с		Без сжатия (размер ф/с 2 Мбайт)		С 100% качества (размер ф/с 800 Кбайт)		С 75% качества (размер ф/с 200 Кбайт)	
	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут	Общее время, час	С учетом сеансной работы, сут
РНКУ	199.01	25	78.88	10	25.39	3.5		
РБПО	95.2	12	38.53	5	11.33	1.5		

Выводы

1 В случае нештатной ситуации раскрытия конструкций антенн Ан11 и Ан12 единичные фотоснимки целесообразно передавать сжатыми с 75 % качества (уточняется на этапе отработки БК КПФР при его работе по реальному объекту измерения). Кроме того, циклические КУ для передачи фотоснимка («съем очередного блока фотоснимка») желательно выдавать от ПО БК КПФР. Команды должны выдаваться по циклограмме, время между командами выбирается исходя из ожидаемого времени передачи отчета за Землю (учитывается: режим передачи телеметрии – НП1 или НПЗ, трехкратное повторение передачи одного отчета). После анализа на Земле недостоверных отчетов на борт при помощи МКПИ возможно заложить в ПО БК КПФР номера отчетов, передачу которых на Землю необходимо повторить. После чего циклограмма выдачи команд на передачу фотоснимка на Землю повторяется с учетом новых номеров требуемых к передаче отчетов.

Преимущества:

- а) Наименьшее время передачи фотоснимка на Землю.
- б) Автоматизация выдачи команд на передачу отчетов.

Недостаток: сжатый фотоснимок невозможно воспроизвести без полной передачи фрагментов на Землю.

2 Все фотоснимки наиболее целесообразно передавать, сжатые без потери качества с автоматизацией выдачи команд от ПО БК КПФР для передачи фотоснимка.

Преимущества:

а) Качество фотоснимка соответствующее исходному;

б) Время передачи фотоснимка при условии трехкратного повторения передачи отчетов меньше, чем при передаче несжатого фотоснимка, равно: 65 мин в НП1, 17 мин. в НП3;

в) Автоматизация выдачи команд на передачу отчетов.

Недостаток: сжатый фотоснимок невозможно воспроизвести без полной передачи фрагментов на Землю.

3 Для анализа нештатной работы УП возможна передача единичная несжатых фотоснимков, размером 2 Мбайта. Передавать несжатые фотоснимки целесообразно с автоматизацией выдачи команд от ПО БК КПФР.

4 По умолчанию выбран режим передачи фотоснимков по командам с НКУ. Решение о переходе в режим передачи фотоснимков по командам от ПО БК КПФР будет приниматься в процессе летных испытаний. В случае управления передачей фотоснимков по командам с НКУ необходимо автоматизировать процесс выдачи команд при помощи запуска циклограмм на командном программном обеспечении, так как время между двумя командами при работе оператора составляет не менее 15 сек.

Преимущества режима передачи фотоснимков по командам с НКУ:

– имеется возможность контролировать достоверность передаваемого отчета. При получении достоверного отчета НКУ выдает команду для передачи следующего отчета содержащего следующий блок фотоснимка, что сокращает время передачи и гарантирует то, что все фрагменты переданы достоверно.

Недостатки режима передачи фотоснимков по командам с НКУ:

– увеличивается количество команд выдаваемых с НКУ.

Преимущества режима передачи фотоснимков по командам от ПО БК КПФР:

– уменьшение количества команд выдаваемых от НКУ.

Недостатки режима передачи фотоснимков по командам от ПО БК КПФР:

– процесс передачи фотоснимка не контролируется НКУ. Необходимость троекратного повторения передачи каждого отчета.

5 Передача фотоснимков будет осуществляться:

- а) по тракту УП – *МКО/SW* – БЦВК– *SW* – БАТС – *RS* – КИС/КИС-Т;
- б) формат передачи ТМИ – НП-ОТЧЕТ.

6 Дополнительно к имеющимся требуется следующие команды:

- а) «Подготовка первого блока»;
- б) «Съем очередного блока».

Заключение по 4 главе

В результате анализа выявлено следующее:

1) Штатное раскрытие РЭК МПН: требование передача 4 ф/с за 1 сутки, выполняется:

– в режиме передачи телеметрии НП1, в режиме управления передачей фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, с коэффициентами сжатия 100% и 75% качества.

– в режиме передачи телеметрии НП3, в режиме управления передачей фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, без сжатия и с коэффициентами сжатия 100% и 75% качества.

2) Нештатное раскрытие РЭК МПН: требование передача 30 фотоснимков за 3 суток, выполняется:

– в режиме передачи телеметрии НП1, в режиме передачи фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, с коэффициентами сжатия 75%.

– в режиме передачи телеметрии НПЗ, в режиме передачи фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, с коэффициентами сжатия 100% и 75% качества.

3) Все фотоснимки, созданные в процессе раскрытия РЭК МПН: требование передача 136 фотоснимков за 60 дней, выполняется:

– в режиме передачи телеметрии НП1, в режиме управления передачей фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, без сжатия и с коэффициентами сжатия 100% и 75% качества.

– в режиме передачи телеметрии НПЗ, в режиме управления передачей фотоснимков по командам от НКУ и от БПО, без сжатия и с коэффициентами сжатия 100% и 75% качества.

5 Информационный обмен по интерфейсу Space Wire

В настоящее время увеличивается объём и улучшается порядок и структура информационного обмена между изделием и контроллерами интерфейсных шин МКО и Space Wire космического аппарата, что существенно повышает производительность обмена информацией между составными частями КА [7].

5.1 Общие положения

Взаимодействие между изделием и БК осуществляется по интерфейсу Space Wire ECSS-E-ST-50-12C по инициативе БК. Информация по интерфейсу передается последовательным цифровым кодом. Способ кодирования информации, параметры сигналов – в соответствии с ECSS-E-ST-50-12C.

Интерфейс Space Wire является резервным интерфейсом для информационного обмена между изделием и БК. В изделии реализовано два канала Space Wire – основной и резервный.

После подачи питания на изделие канал интерфейса МКО должен находиться в активном состоянии и осуществлять информационный обмен между изделием и БК. Канал Space Wire при этом находится в состоянии ожидания приема команды на включение информационного обмена по Space Wire .

После включения информационного обмена по Space Wire канал МКО должен находиться в состоянии ожидания приема команды на включение информационного обмена по МКО.

Инициализация соединения канального уровня выполняется при скорости приема/передачи 10 Мбит/с. После завершения процедуры инициализации устанавливается скорость приема/передачи 16-20 Мбит/с (уточняется по результатам испытаний).

RMAP-пакеты, содержащие команды записи и считывания, могут передаваться только от БК к изделию.

Изделие готово принять команды записи и считывания от БК по любому из двух каналов Space Wire (при условии наличия соединения канального уровня).

Логический адрес в сети Space Wire присваивается изделию Заказчиком (АО «ИСС»).

БК имеет 1 логический адрес в сети Space Wire. Конкретное значение логического адреса БК устанавливает Заказчик и сообщает его предприятию-изготовителю.

Значения логических адресов (как изделия, так и БК) хранятся в ПЗУ изделия и могут быть изменены путем перезаписи ПЗУ.

Для параметров, значения которых состоят из нескольких байт, порядок следования байт данных в командах записи и считывания определяется правилом big-endian: старший байт передается первым, младший – последним.

Если заголовок полученной от БК команды записи содержит ошибку, то изделие:

- отклоняет весь пакет;
- не отправляет ответ.
- Типы ошибок заголовка, согласно ECSS-E-ST-50-52C:
 - неполный заголовок;
 - ошибка конца пакета;
 - ошибка CRC заголовка;
 - неиспользуемый тип пакета.

В случае остальных ошибок, предусмотренных стандартом ECSS-E-ST-50-52C, изделие должно:

- не записывать полученные данные в ЗУ;

- сформировать и передать в БК пакет ответа, содержащий поле состояния, значение которого содержит код ошибки в соответствии со стандартом ECSS-E-ST-50-52C.

Ошибки, предусмотренные стандартом ECSS-E-ST-50-52C:

- неверный командный код;
- неверный ключ;
- символы данных в команде считывания;
- неверный логический адрес;
- отклонение команды пользовательским приложением получателя;
- превышение объема буфера (максимальный объем данных команды записи не должен превышать 512 байт);
- ошибка CRC данных;
- неожиданный конец пакета;
- избыток данных;
- ошибка конца пакета.

Если заголовок полученной от БК команды считывания содержит ошибку, то изделие:

- отклоняет весь пакет;
- не отправляет ответ.

Ошибки, предусмотренные стандартом ECSS-E-ST-50-52C:

- неполный заголовок;
- ошибка конца пакета;
- ошибка CRC заголовка;
- неиспользуемый тип пакета.

В случае остальных ошибок, предусмотренных стандартом ECSS-E-ST-50-52C, и приведенных далее, изделие должно:

- не выполнять команду считывания;

- сформировать и передать в БК пакет ответа, содержащий поле состояния, значение которого содержит код ошибки в соответствии со стандартом ECSS-E-ST-50-52C.

5.2 Временные параметры изделия при работе по интерфейсу Space Wire

На рисунке 18 представлена циклограмма обмена изделия по интерфейсу Space Wire.

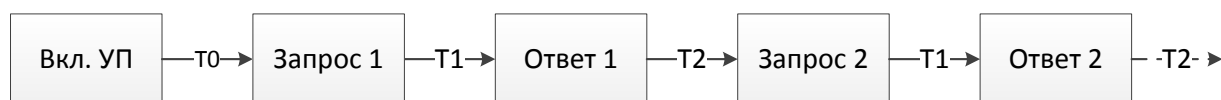


Рисунок 18 – Циклограмма обмена с изделием по интерфейсу Space Wire

- На время готовности изделия к работе обмен по каналам Space Wire заблокирован, на запрос по командам записи и считывания выдается ответ с признаком ошибки авторизации: отклонение команды пользовательским приложением получателя. Время готовности изделия к работе составляет не более 60 с и может быть уточнено по результатам проектирования.

- Время между окончанием приема запроса (команды считывания или команды записи) и началом выдачи ответа должно быть не более 1 мс (уточняется по результатам проектирования).

- Время между окончанием отправки ответа и началом обработки следующего запроса должно быть не более 100 мкс (уточняется по результатам проектирования).

Передача в изделие очередного RMAP-пакета, содержащего команду записи, являющуюся командой управления работой изделия, разрешается только после получения квитанции о завершении обработки предыдущей

команды управления работой изделия или после истечения соответствующего тайм-аута.

В случае несоблюдения данных требований возможны следующие ситуации:

- выдача ответа с признаком ошибки на полученный RMAP-пакет, содержащий команду записи;
- некорректная обработка изделием полученной команды управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы был разработан план фотосъемки средствами БК КПФР составных частей крупногабаритных трансформируемых антенн (рефлекторов и облучателей):

1 В процессе раскрытия и штатной эксплуатации в течение всего САС, с учетом размещения и полей зрения УП, определены:

- моменты фотосъемки;
- количество фотоснимков;
- привязка моментов фотосъемки к основным ТМ-параметрам и времени с учетом допусков;
- приоритетность передачи фотоснимков на Землю.

2 При возникновении нештатных ситуаций определена логика создания и передачи фотоснимков:

- в процессе раскрытия СЧ антенн;
- после раскрытия СЧ антенн в процессе всего САС.

Так как при разработке плана фотосъемки освещенность СЧ антенн не учитывалась, то рекомендуется организовать работу по анализу освещенности элементов конструкций антенн во время их раскрытия и при штатной эксплуатации после раскрытия, а также провести оценку качества фотоснимков с учетом освещенности и прохождения теневых участков.

При дальнейшей работе был разработан план фотосъемки с помощью УП крупногабаритных трансформируемых антенн в процессе раскрытия и штатной эксплуатации в течение всего САС, а именно:

1 Была разработана циклограмма фотосъемки процесса раскрытия антенн в штатном режиме с определением моментов съемки и количества снимков исходя из анализа критичных моментов раскрытия СЧ антенн, времени раскрытия и полей зрения УП. Моменты съемки имеют привязку к

основным ТМ-параметрам и времени с учетом допусков. Также была определена приоритетность передачи фотоснимков на Землю.

2 Определена логика создания и передачи фотоснимков при нештатной ситуации в процессе раскрытия СЧ антенн.

3 Разработана логика работы УП после раскрытия антенн в течение всего САС с учетом нештатных ситуаций.

По способу управления процессом передачи фотоснимков возможны два варианта передачи фотоснимков на НКУ.

В первом варианте управление передачей фотоснимка осуществляется с НКУ: каждый отчет, содержащий блок фотоснимка, передается после выдачи команды управления по радиолинии. Такой подход позволит контролировать процесс передачи каждого отчета и обеспечить достоверную передачу отчетной информации. Недостатком подхода является большое количество команд выдаваемых с НКУ. Время передачи одного фотоснимка составляет: 21.8 мин. (сжатый с 75% качества, в режиме передачи телеметрии НП1), 56.5 мин. (сжатый без потерь качества, в режиме передачи телеметрии НП1).

Во втором варианте управление передачей фотоснимка осуществляется от ПО БК КПФР: каждый отчет, содержащий блок фотоснимка, передается через заранее настроенный интервал времени. Такой подход позволит значительно сократить количество команд с НКУ и объем ручной работы оператора. Недостатком подхода является значительное увеличение времени (подготовка, закладка МКПИ; повторна передача недостоверных отчетов) передачи фотоснимка в случае получения недостоверных отчетов за выбранный интервал между двумя последовательными отчетами. Время передачи одного фотоснимка составляет: 17 мин. (сжатый с 75% качества, в режиме передачи телеметрии НП1), 65 мин. (сжатый без потерь качества, в режиме передачи телеметрии НП1).

По умолчанию выбран режим передачи фотоснимков по командам с НКУ. Решение о переходе в режим передачи фотоснимков по командам от ПО БК КПФР будет приниматься в процессе летных испытаний.

В случае нештатной ситуации раскрытия конструкций антенн Ан11 и Ан12 единичные фотоснимки целесообразно передавать сжатыми с 75 % качества (уточняется на этапе отработки БК КПФР при его работе по реальному объекту измерения). При таком сжатии обеспечивается наименьшее время передачи фотоснимка на Землю, при условии приемлемого качества изображения.

Все фотоснимки наиболее целесообразно передавать, сжатые без потери качества. Время передачи всех фотоснимков (136 шт.) равно (с учетом сеансной работы: 4 часа раз в 12 часов): режим по командам с НКУ – 10 суток, режим по командам от БПО – 5 сутки (в режиме передачи телеметрии НПЗ).

Передача фотоснимков будет осуществляться по тракту УП – *МКО/SW* – БЦВК – *SW* – БАТС – *RS* – КИС/КИС-Т.

Применение Space Wire для контроля процессов функционирования механических систем на борту космических аппаратов позволит определить количество подготавливаемых и передаваемых фотоснимков в процессе раскрытия рефлекторов; определить порядок подготовки и получения фотоснимков в процессе штатной эксплуатации космического аппарата после раскрытия конструкций антенн; обосновать выбор количества фотоснимков для анализа процесса раскрытия рефлекторов и определить оперативность и последовательность получения фотоснимков на Землю, сделанных при раскрытии рефлекторов.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

Далее приведен список используемых в документе сокращений.

АСУ	- автоматизированная система управления;
АЦП	- аналого-цифровой преобразователь;
БАТС	- бортовая аппаратура телесигнализации;
БАУ	- блок аварийного управления;
БВК	- бортовой вычислительный комплекс;
БИ	- блок интерфейсный;
БК КПФР	- бортовой комплекс контроля положения и формы рефлектора;
БКУ	- бортовой комплекс управления;
БМК	- базовые матричные кристаллы;
БПО	- бортовое программное обеспечение;
БС	- батарея солнечная;
БУ	- блок управления;
БЦВК	- бортовой цифровой вычислительный комплекс;
ВК	- вычислительный комплекс;
ВЧ	- высокие частоты;
ИС	- интегральная схема;
КА	- космический аппарат;
КБ	- конструкторское бюро;
КБО	- комплекс бортового оборудования;
КИС	- командно-измерительная система;
КМКО	- контроллер мультиплексного канала обмена;
КПИ	- командно-программная информация;
КЭ	- контрольные элементы;
МАБИС	- матричные большие интегральные схемы;
МКА	- малый космический аппарат;
МКО	- мультиплексный канал обмена;

МПТМИ	- модуль приема телеметрической информации;
МСВ	- маршрутизаторы Space Wire;
МСИ	- модуль сопряжения интерфейсов;
МСТМИ	- модуль сбора телеметрической информации;
НИР	- научно-исследовательская работа;
НКУ	- наземный комплекс управления;
НПЦ	- научно-производственный центр;
НЧ	- низкие частоты;
ПАИС	- программируемые аналоговые интегральные схемы;
ПЛИС	- программируемая логическая интегральная схема;
ПЛИМ	- программируемые логические матрицы;
ПМЛ	- программируемая матричная логика;
ПН	- полезная нагрузка;
ПО	- программное обеспечение;
СК	- система коррекции;
СЛС	- специализированный лазерный сканер;
СОС	- система ориентации и стабилизации;
СЦВМ	- специальная цифровая вычислительная машина;
ТЗ	- техническое задание;
ТМ	- телеметрия;
УПБС	- устройство поворотное батарей солнечных;
ЭКБ	- электронная компонентная база.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 ECSS-E-ST-50-12C – Space Wire – Links, nodes, routers and networks. European cooperation for space standardization standard. – Netherlands, 31.07.2008, - 129 с.
- 2 Алексеенко А.А. Космический аппарат 14Ф151. Логика функционирования бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора. Исходные данные. 711.ИД ЛФ БК КПФР / А.А. Алексеенко, М.О. Дорофеев, Е.В. Бикеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2014 – 83 с.
- 3 Алексеенко А.А. Космический аппарат 14Ф151. Наземный отладочный комплекс. Программная модель Бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора. Исходные данные. 14Ф151.ИД 935-0001-14 / А.А. Алексеенко, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016 – 112 с.
- 4 Бикеев, Е.В. Космический аппарат 14Ф151. Бортовое программное обеспечение. Программное обеспечение Бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора / Е.В. Бикеев, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016. – 195 с.
- 5 Бикеев Е.В. Техническая справка по логике передачи фотоснимков с углоизмерительного прибора на Землю. 14Ф151.ТС935-676-16 / Е.В. Бикеев, М.О. Дорофеев, М.Г. Матыленко. – Железногорск: АО «ИСС», 2016. – 27 с.
- 6 Возов И.А., Техническая справка по описанию и обоснованию идеологии задач фотографирования крупногабаритных антенн изделия по теме 711, 14Ф151.ТС318-670-16 / И.А. Возов, А.И. Квашнин - Железногорск: АО «ИСС», 2016 – 112 с.
- 7 Герасимов С.А. Протокол №2101-354К-10-2011 информационного обмена между изделием и контроллерами интерфейсных шин / С.А.

Герасимов, М.Г. Пирогов. – Москва: АО «НПП «Геофизика-Космос», 2016. – 90 с.

8 Горбачёв С.В., Кислицкий М.И., Сапожников В.И., Шейнин Ю.Е. Интегрированная модульная архитектура и технология сопряжения комплексов бортового оборудования малых космических аппаратов // «Малые спутники: новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке»: Труды III Международной конференции-выставки. – г. Королёв: Российская космическая ассоциация, 2002 г, - С.307-316.

9 Российские космические системы [Электронный ресурс] : – Режим доступа: <http://russianspacesystems.ru>

10 Шейнин, Ю. Технология Space Wire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов. - Электроника / Ю. Шейнин, Т. Солохина, Я. Петричкович // НТБ. - 2006, №5. – С. 64-75

11 Шейнин, Ю. Технология Space Wire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов [Электронный ресурс] : - Электроника / Ю. Шейнин, Т. Солохина, Я. Петричкович // НТБ. - 2006, №5. – Режим доступа: <http://www.electronics.ru/journal/article/759>

12 Чеботарев, В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2011. – 488с., [24] с. ил.